

VISIT...

LANZAROTE
Caliente.COM

В. И. ЛЕВАНТОВСКИЙ

МЕХАНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА В ЭЛЕМЕНТАРНОМ ИЗЛОЖЕНИИ

*Издание третье,
дополненное и переработанное*



МОСКВА «НАУКА»
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
1980

Левантовский В. И., **Механика космического полета в элементарном изложении**, 3-е изд., дополненное и переработанное. — М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. — 512 с.

В книге в доступной форме, без применения сложного математического аппарата, но вместе с тем вполне строго излагаются основы космодинамики — науки о движении космических летательных аппаратов. В первой части рассматриваются общие вопросы, двигательные системы для космических полетов, пассивный и активный полеты в поле тяготения. Следующие части посвящены последовательно околоземным полетам, полетам к Луне, к телам Солнечной системы (к планетам, их спутникам, астероидам, кометам) и за пределы планетной системы. Особо рассматриваются проблемы пилотируемых орбитальных станций и космических кораблей. Дается представление о методах исследования и проектирования космических траекторий и различных операций: встречи на орбитах, посадки, маневры в атмосферах, в гравитационных полях планет (многопланетные полеты и т. п.), полеты с малой тягой и солнечным парусом и т. д. Приводятся элементарные формулы, позволяющие читателю самостоятельно оценить начальные массы ракет-носителей и аппаратов, стартующих с околоземной орбиты, определить благоприятные сезоны для межпланетных полетов и др. Книга содержит большой справочный числовой и исторический материал.

Третье издание дополнено новым материалом, касающимся использования спутников и орбитальных станций, освоения Луны, маневров в районе Юпитера, результатов исследования Венеры, Марса, Юпитера и т. д.

Первое издание книги было удостоено второй премии Всесоюзного конкурса на лучшие произведения научно-популярной литературы, опубликованные в 1970 г. Табл. 16, илл. 172, библи. 298.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие к третьему изданию	8
Из предисловия ко второму изданию	10
Введение.	15
§ 1. Космодинамика — теория космических полетов	15
§ 2. Основные законы механики	18
§ 3. О единицах силы и массы	20
§ 4. О системах отсчета	21
 <i>Часть первая</i>	
ОСНОВЫ РАКЕТО- И КОСМОДИНАМИКИ	22
Глава 1. Двигательные системы для космических полетов	22
§ 1. Законы ракетного движения	22
§ 2. Структура ракеты	27
§ 3. Составная ракета	29
§ 4. Термохимические ракетные двигатели	34
§ 5. Ядерные тепловые двигатели	38
§ 6. Тепловые двигатели с внешним источником энергии	41
§ 7. Электрические ракетные двигатели (ЭРД)	42
§ 8. Парусные системы	46
§ 9. Фотонный (квантовый) ракетный двигатель	48
§ 10. Классификации двигательных систем	48
Глава 2. Свободный полет в полях тяготения	54
§ 1. Силы, действующие на космический аппарат в полете	54
§ 2. Задача n тел и метод численного интегрирования	55
§ 3. Невесомость	57
§ 4. Центральное поле тяготения	59
§ 5. Траектории в центральном поле тяготения	61
§ 6. Неограниченная задача двух тел	66
§ 7. Сфера действия и приближенный метод расчета траекторий	68
Глава 3. Активное движение космического аппарата	73
§ 1. Выход на траекторию свободного полета	73
§ 2. Активное движение в космическом пространстве	78
§ 3. Перегрузка	80
§ 4. Управление движением космического аппарата	82
§ 5. Движение космического аппарата относительно центра масс и управление им	84

*Часть вторая***ОКОЛОЗЕМНЫЕ ПОЛЕТЫ 89****Глава 4. Движение искусственных спутников Земли 89**

- § 1. Параметры орбиты 89
- § 2. Возмущенное движение спутника 91
- § 3. Влияние несферичности Земли 92
- § 4. Эволюция орбиты в земной атмосфере 95
- § 5. Влияние притяжений Луны и Солнца 98
- § 6. Спутники в точках либрации 102
- § 7. Влияние давления солнечного света 106
- § 8. Движение спутника относительно земной поверхности 107

Глава 5. Активное движение в околоземном пространстве 111

- § 1. Выведение спутника на орбиту с низким перигеем 111
- § 2. Многоимпульсное выведение 113
- § 3. Изменение плоскости орбиты 117
- § 4. Спуск с орбиты 119
- § 5. Относительное движение в окрестности спутника 123
- § 6. Встреча на орбите 129
- § 7. Конечное сближение и стыковка 133
- § 8. Разгон с малой тягой до параболической скорости 136
- § 9. Изменения орбит и их коррекция с помощью малых тяг 140
- § 10. Разгон с помощью солнечного паруса 143
- § 11. Ориентация и стабилизация спутников 146

Глава 6. Использование искусственных спутников Земли 150

- § 1. Космические объекты в околоземном пространстве 150
- § 2. Исследовательские спутники 152
- § 3. Метеорологические спутники и спутники для исследования природных ресурсов Земли 159
- § 4. Спутники связи 164
- § 5. Навигационные и геодезические спутники 167
- § 6. Орбитальные энергостанции 168

Глава 7. Пилотируемые орбитальные объекты 170

- § 1. Корабли-спутники и орбитальные станции 170
- § 2. Роль орбитальных станций 176
- § 3. Искусственная тяжесть 177
- § 4. Многоразовый транспортный космический корабль (МТКК) 180
- § 5. Межорбитальный транспортный аппарат 185
- § 6. Эксплуатация многоразовых транспортных аппаратов 186

*Часть третья***ПОЛЕТЫ К ЛУНЕ 191****Глава 8. Достижение Луны 191**

- § 1. Плоская задача достижения Луны 191
- § 2. Пространственная задача достижения Луны 196
- § 3. Учет эллиптичности лунной орбиты, притяжения Луны и ее размеров 202
- § 4. Влияние гравитационных возмущений от сжатия Земли и от Солнца 205
- § 5. Точность наведения 206
- § 6. Коррекция траектории 209
- § 7. Посадка на Луну 210
- § 8. Научное значение автоматических лунных станций 217

Глава 9. Пролетные операции	221
§ 1. Пролетная траектория	221
§ 2. Сближение с возвращением к Земле	225
§ 3. Периодический облет Луны	230
§ 4. Разгонные траектории	234
§ 5. Маневрирование на пролетных траекториях	236
§ 6. Научное значение пролетных операций	237
Глава 10. Искусственный спутник Луны	239
§ 1. О возможности захвата Луной космического аппарата	239
§ 2. Запуск искусственного спутника Луны	241
§ 3. Орбиты спутников Луны и их эволюция	245
§ 4. Движение спутника относительно лунной поверхности	250
§ 5. Маневрирование спутников Луны	251
§ 6. Научное значение спутников Луны	253
Глава 11. Возвращение на Землю	256
§ 1. Траектории возвращения	256
§ 2. Вход в земную атмосферу и спуск	258
§ 3. Возвращение на Землю космических аппаратов, облетевших Луну	262
§ 4. Возвращение на Землю станций, совершивших посадки на Луне	265
Глава 12. Экспедиция на Луну	268
§ 1. Особенности траекторий полета человека	268
§ 2. Прямой полет Земля — Луна — Земля (первый вариант лунной экспедиции)	271
§ 3. Встреча в космосе и монтаж корабля (второй вариант лунной экспедиции)	275
§ 4. Разъединение и сближение на окололунной орбите (третий вариант лунной экспедиции)	277
§ 5. Экспедиции по программе «Аполлон»	278
§ 6. Лунная транспортная космическая система	290
§ 7. Лунные грузовые корабли с малой тягой	291
§ 8. Окололунная орбитальная станция	293
§ 9. Перспективы использования Луны	298
Часть четвертая	
МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ	302
Глава 13. Межпланетные полеты с большой тягой	302
§ 1. Главные особенности межпланетного полета	302
§ 2. Движение внутри сферы действия Земли	306
§ 3. Гелиоцентрическое движение вне сферы действия Земли	312
§ 4. Гомановские и параболические перелеты	315
§ 5. Движение внутри сферы действия планеты-цели	321
§ 6. Межпланетный пертурбационный маневр	325
§ 7. Искусственные спутники планет	329
§ 8. Возмущения межпланетных траекторий	335
§ 9. Коррекция межпланетных траекторий	337
Глава 14. Межпланетные полеты с малой тягой	341
§ 1. Траектории достижения планет	341
§ 2. Перелеты на орбиты искусственных спутников планет	343
§ 3. Солнечный парус	346
§ 4. Разработки космических аппаратов с двигателями малой тяги	348

Глава 15. Зондирование межпланетного пространства	350
§ 1. Одноимпульсные орбиты искусственных планет	350
§ 2. Полеты вне плоскости эклиптики	353
§ 3. Поворот плоскости орбиты с помощью солнечной ЭРДУ	355
§ 4. Двухимпульсные орбиты искусственных планет	356
§ 5. Переход через бесконечность	359
§ 6. Выведение искусственной планеты в точку либрации	360
§ 7. Научное значение искусственных планет	361
Глава 16. Полеты к Марсу	363
§ 1. Траектории в случае упрощенной модели планетных орбит	363
§ 2. Влияние эксцентриситета и наклона орбиты Марса	367
§ 3. Географические условия старта к Марсу	370
§ 4. Посадка на Марс	371
§ 5. Искусственные спутники Марса	374
§ 6. Полеты на спутники Марса — Фобос и Деймос	375
§ 7. Облет Марса с возвращением к Земле	377
§ 8. Автоматические станции исследуют Марс	378
§ 9. Результаты исследований Марса	381
Глава 17. Полеты к Венере	386
§ 1. Достижение Венеры	386
§ 2. Посадка и искусственный спутник Венеры	387
§ 3. Облет Венеры	387
§ 4. Автоматические станции исследуют Венеру	389
§ 5. Результаты исследований Венеры	394
Глава 18. Полеты к Меркурию	396
§ 1. Достижение Маркурия	396
§ 2. Посадка и искусственный спутник Меркурия	396
§ 3. Полет к Меркурию при попутном облете Венеры	398
§ 4. Полет с солнечно-электрическим двигателем	399
§ 5. Результаты исследований Меркурия	400
Глава 19. Полеты к юпитерианским планетам	402
§ 1. Планеты, совсем не похожие на нашу	402
§ 2. Прямые перелеты	403
§ 3. Полеты к Юпитеру и Сатурну через планеты земной группы	405
§ 4. Пертурбационные маневры в сферах действия планет группы Юпитера	407
§ 5. Через Юпитер — к Солнцу и подальше от плоскости эклиптики	410
§ 6. Искусственный спутник Юпитера	412
§ 7. Искусственные спутники других планет группы Юпитера	416
§ 8. Посадки на естественные спутники	417
§ 9. Зондирование атмосфер юпитерианских планет. Посадка на Плутон	418
§ 10. Полеты с малой тягой	419
§ 11. Исследования Юпитера и Сатурна	420
§ 12. Результаты исследований в системах Юпитера и Сатурна	424
Глава 20. Полеты к астероидам	429
§ 1. Пролет астероида	429
§ 2. Встреча с астероидом	430
§ 3. Выход на орбиту вокруг астероида	431
§ 4. Посадка на астероид и возвращение на Землю	432

Глава 21. Полеты к кометам	434
§ 1. Импульсные полеты	434
§ 2. Полеты с малой тягой	437
§ 3. Операции вблизи ядра кометы	439
Глава 22. Межпланетные экспедиции	440
§ 1. Они только отложены	440
§ 2. Особенности межпланетных экспедиций	441
§ 3. Спуск на Землю при возвращении из экспедиции	444
§ 4. Безостановочные пилотируемые облеты планет	447
§ 5. Экспедиции с остановками при прямых симметричных перелетах	448
§ 6. Экспедиции с траекториями возвращения, несимметричными траекториям прибытия	453
§ 7. Операции на околопланетных орбитах, пролетных траекториях и поверхностях	455
§ 8. Экспедиции на астероиды	458
§ 9. Использование кораблей с малой тягой	460
§ 10. Немного о будущем	465
Часть пятая	
ПОЛЕТЫ ЗА ПРЕДЕЛЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ	467
Глава 23. Преддверие полета к звездам	467
§ 1. Заплутонное пространство	467
§ 2. Полеты с большой тягой	468
§ 3. Полеты с малой тягой	469
Глава 24. Межзвездные полеты	470
§ 1. Астронавтика — составная часть космонавтики	470
§ 2. Фотонная ракета — средство осуществления межзвездных полетов	471
§ 3. Обобщенная формула Циолковского	472
§ 4. Продолжительности полетов	474
§ 5. О «собственных» скоростях звездолета	477
§ 6. Мечта или реальность?	478
Послесловие	481
Дополнение при корректуре. Космический лифт	484
Приложение I. Перечень таблиц в тексте книги	487
Приложение II. К вычислению начальных масс ракетных систем	487
Литература	490
Указатель имен и библиографических ссылок	503
Предметный указатель	506
Указатель наименований космических летательных аппаратов и проектов	509

ПРЕДИСЛОВИЕ К ТРЕТЬЕМУ ИЗДАНИЮ

За годы, прошедшие после выхода в свет второго издания этой книги, космонавтика достигла новых замечательных успехов. Все большее применение находят искусственные спутники Земли для развития народного хозяйства. Резко возросло число советских космонавтов, побывавших на околоземных орбитах. Работа экипажей (в том числе интернациональных) на советской орбитальной станции «Салют» стала обыденным явлением. Продолжается успешное изучение Венеры и Марса. Стал привычным пролет Юпитера, достигнут Сатурн, впереди Уран.

Наряду с практическими достижениями опубликован ряд теоретических работ и предложено немало тем для новых разработок, интересных именно с точки зрения механики космического полета. Достаточно, например, сказать, что солнечный парус стал рассматриваться как конкурент электро-ракетных двигательных установок. Конкретизируются проекты использования космических аппаратов в так называемых точках либрации, и уже началось их осуществление. Придумано, как использовать Землю для разгона на пути к Юпитеру и Сатурну...

Принято считать, что научная фантастика обгоняет проекты ученых и инженеров и даже иногда указывает им путь. Однако развитие космодинамики после начала космической эры, как кажется, указывает на обратное. Не фантасты, а математики-прикладники и небесные механики придумали и полет с солнечным парусом, и многопланетные перелеты, в которых используются развороты в полях тяготения планет — этот своеобразный «космический биллиард», — и накопление лунных пород в особом уловителе, расположенном в точке либрации, и многое другое, не менее поражающее воображение. Чего стоит одно только предложение о создании залунной релейной станции связи, привязанной тросом к Луне! О большинстве этих идей фантасты и не слыхали.

В новом издании заново написаны главы 6, 7, 19, 21, посвященные использованию искусственных спутников Земли и орбитальных станций, полетам к планетам группы Юпитера и кометам. В других главах появились новые параграфы и внесены различные изменения в изложение. Практические нетронутыми остались часть третья, по-

священная полетам к Луне (за исключением ее последнего параграфа) и последняя глава книги.

В третьем издании более пространно, чем в предыдущих, рассказывается о результатах исследований Венеры, Марса, Юпитера и естественных спутников Юпитера и Марса с помощью автоматических станций. Это объясняется замечательными открытиями последних лет. Однако автор — не специалист в планетологии, и, отбирая материал, он руководствовался главным образом значением открытий для проектирования космических полетов, а также впечатлениями, естественными для всякого любознательного человека. Специалист-астрофизик поступил бы иначе: для него основным критерием, вероятно, было бы значение открытия для теории происхождения и эволюции Солнечной системы.

При подготовке третьего издания были заново проделаны все вычисления. В соответствии с новыми данными в таблицах заполнены клетки, касающиеся Плутона.

Автор отчетливо сознает, что, несмотря на логически последовательное изложение материала в книге, многие будут читать ее не подряд, а выборочно, и постарался учесть их интересы, снабдив книгу многочисленными перекрестными ссылками. Их число в новом издании увеличилось. Той же цели служит предметный указатель.

Все это, а также то, что в некоторых высших учебных заведениях книга стала использоваться в качестве учебного пособия, и определило характер ее переработки при переиздании.

Общий характер книги не изменился, и представление о нем дает предисловие ко второму изданию.

Автор чрезвычайно признателен Б. В. Раушенбаху, который, прочитав рукопись третьего издания книги, дал ценные советы; они помогли взглянуть на ряд вопросов с новой стороны.

Автор благодарен редактору книги Л. А. Чульскому за ценные замечания, весьма способствовавшие улучшению текста.

Переработка книги для третьего издания была закончена весной 1979 г. Материалы, появившиеся в литературе в последующее время, могли найти в книге лишь частичное отражение.

ИЗ ПРЕДИСЛОВИЯ КО ВТОРОМУ ИЗДАНИЮ

Эта книга посвящена механике космического полета или, что то же, космодинамике. В сущности, наука, с основами которой познакомится читатель, представляет собой фундамент общей теории космических полетов.

В проблемах освоения космического пространства можно выделить три основные области современных научно-технических исследований и разработок: околоземные полеты, т. е. создание искусственных спутников Земли различного назначения; полеты к Луне; полеты к планетам и другим телам Солнечной системы. Поражающие воображение достижения космической техники в каждой из этих областей хорошо известны.

Советскому Союзу здесь принадлежат основополагающие достижения: запуск первого искусственного спутника Земли, первый космический полет человека, первый выход космонавта из корабля в открытое космическое пространство, первая экспериментальная орбитальная станция; первое достижение лунной поверхности, первый облет Луны с фотографированием ее обратной стороны, первая посадка на Луну автоматической станции, запуск первого искусственного спутника Луны, первые доставки на Землю образцов лунных пород автоматическими аппаратами, первые операции самоходных автоматических станций на Луне; первый запуск искусственной планеты, первый полет к планете Солнечной системы, первые спуски в атмосфере Венеры и первые посадки на поверхности Венеры и Марса.

Весьма значительны успехи США в освоении космического пространства, из которых наиболее выдающимися являются крупные достижения в области использования околоземного пространства в научных и прикладных целях, успешные экспедиции на Луну, получение многочисленных фотографий поверхности Марса с помощью космических аппаратов на пролетных траекториях и околопланетной орбите, исследование Юпитера с пролетной траектории, исследование Венеры и Меркурия одним космическим аппаратом, шесть месяцев работы трех экипажей экспериментальной орбитальной станции. По несколько спутников с помощью собственных ракет-носителей запустили также Франция, Великобритания, Япония

и КНР. Ряд спутников, разработанных в Великобритании, Канаде, Австралии, ФРГ, Италии, а также Западноевропейской организацией по космическим исследованиям (ESRO), был запущен с помощью американских ракет.

Широкая программа научных исследований осуществляется учеными социалистических стран с помощью спутников серии «Интеркосмос», выведенных на орбиту советскими ракетами-носителями. Успешно развивается сотрудничество между советскими и французскими учеными.

Соответственно указанным выше областям исследований в книге выделены три основные части (части II—IV), причем в каждой части особо рассматриваются проблемы пилотируемых полетов. Им предпосылается часть I, содержащая изложение общих вопросов космодинамики.

Особняком в книге стоит часть V, посвященная полетам за пределы Солнечной системы. Автору представлялось, что книга выигрывает в полноте, если не будут обойдены молчанием и принципиальные вопросы механики межзвездных полетов, несмотря на всю их экзотичность. Отсюда — появление главы 23, явно отличающейся от предыдущих глав эскизностью изложения.

В отличие от большинства других книг по космонавтике, адресованных примерно тому же кругу читателей, содержание данной книги ограничено, как следует из ее названия, рамками теории движения спутников, автоматических станций, космических кораблей. Читатель, интересующийся проблемами космической медицины и биологии, космической связи, устройством систем жизнеобеспечения космических кораблей, принципами их конструирования и многими иными — очень важными для космонавтики — вопросами, должен будет обратиться к другим книгам. В этой книге редко, как исключение, дается описание устройства запущенных космических станций и кораблей. Описание запусков космических объектов приводится исключительно для иллюстрации тех или иных положений теории. Поэтому некоторые объекты, чрезвычайно интересные с точки зрения программы научных исследований или технического решения конструктивных проблем, в книге даже не упомянуты. Зато сообщаются подробности о некоторых спутниках, не внесших, быть может, сенсационно большого вклада в исследование космического пространства, но замечательных особенностями своего движения или, скажем, интересным решением задачи вывода на орбиту.

Для того чтобы читатель мог составить представление о целесообразности с астрофизической точки зрения той или иной теоретически возможной операции, в книге кратко излагаются научные результаты исследования небесных тел методами космонавтики.

Лишь в общих чертах освещаются принципы действия ракетных двигателей различных типов: без этих сведений невозможно понимание механики полета. Но проблемы механики полета, особенно

вопросы выбора траекторий перелетов, излагаются достаточно подробно. Здесь автор не считал возможным оставить неупомнутой сколько-нибудь интересную идею или обойти молчанием какое-либо из распространенных в среде неспециалистов ошибочных толкований. Основное внимание в книге уделяется характеристикам траекторий, энергетическим затратам, т. е. скоростям, связанным с осуществлением космических операций, и вытекающим отсюда массовым (весовым) характеристикам ракет-носителей, монтируемых на орбитах кораблей и космических аппаратов. Эти вопросы являются, по существу, ключевыми в космонавтике, и знание их необходимо каждому, кто хочет понять трудности и перспективы освоения мирового пространства.

За пределами книги осталась такая область механики космического полета, как теория вращательного движения космических аппаратов относительно центра масс, которая едва лишь затронута. Эта тема заслуживает отдельного рассмотрения.

Для понимания сути излагаемых в книге вопросов, формально говоря, достаточно знания элементарной математики. Однако книга не предназначена для легкого чтения. Она требует от читателя определенного навыка точного мышления. Изложение построено в логической последовательности. Поэтому читателю, впервые знакомящемуся с предметом, может быть непонятен какой-нибудь раздел, если он пропустил предшествующий материал.

Автор стремился к рассуждениям, хотя и элементарным, но вполне строгим, стремился обращаться больше к логике читателя, чем к его интуиции.

Стараясь облегчить чтение книги и сделать ее доступной возможно большему кругу читателей, автор стремился не злоупотреблять математическими выкладками, памятуя о том, что часто за деревьями вычислений бывает трудно увидеть лес идей. Но, хотя выкладки часто оставались за кулисами, все формулы, которые фактически использовались автором (в частности, для составления справочных таблиц), в книге приведены. Однако эта книга — не учебник, и потому вывод формул (вполне элементарных, требующих знания лишь школьной математики) дается редко.

Книга рассчитана на всех, кто серьезно интересуется теоретическими основами космонавтики и не боится затратить некоторый труд на ознакомление с ними. К числу читателей автор относит и студентов, и школьных учителей физики, и учащихся старших классов физико-математических школ, и научных и инженерно-технических работников, не являющихся специалистами в области механики космического полета. К последним относятся и лица, работающие в смежных областях космической техники, которым зачастую недостает точного знания основных фактов космодинамики. Многие из читателей указанных категорий, имея специальное техническое образование, вполне способны изучать космодинамику по книгам мо-

нографического и учебного характера, но у них часто нет на это времени. Автор надеется, что он сможет им помочь.

Для лиц, собирающихся всерьез заниматься механикой космического полета, книга может служить дополнительным пособием и первоначальным введением в предмет. Что касается специалистов в области механики космического полета, то автор надеется, что для них будут полезны разделы, содержащие обзор современного состояния разработки тех или иных проблем.

Логика расположения материала в книге примерно соответствует тому плану, который автору представляется естественным для курса основ теории космического полета, носящего общеобразовательный характер. Подобные курсы, не рассчитанные на подготовку специалистов, которым придется заниматься исследованием и проектированием космических операций и летательных аппаратов, уже начинают читаться в некоторых высших технических учебных заведениях и педагогических институтах. Последнее особенно важно, так как в нашу эпоху определенный минимум точных сведений из области космонавтики по необходимости должен составлять обязательную часть умственного багажа всякого образованного человека, и поэтому «космизация» школьного обучения делается насущной задачей. Кстати сказать, нигде так отчетливо, в «чистом» виде, не проявляются «школьные» законы физики, как в мировом пространстве.

Автор будет считать свою цель достигнутой, если читатель научится понимать идеи, которыми руководствуются ученые при проектировании космических траекторий, оценивать сравнительные трудности осуществления тех или иных операций и, если понадобится, сможет самостоятельно подсчитать, допустим, начальную массу космического корабля, который нужно смонтировать на околоземной орбите, чтобы осуществить экспедицию на ту или иную планету. Ориентировке читателя должны помочь справочные таблицы, список которых приводится в Приложении I в конце книги.

При написании книги была использована многочисленная отечественная и иностранная литература, список которой приводится в конце книги (соответствующие ссылки даны в квадратных скобках). Во многих случаях литературный источник указывается не столько потому, что в нем впервые делается то или иное утверждение (иногда оно общеизвестно), сколько для того, чтобы читатель мог расширить свои познания, воспользовавшись указанным источником.

Автор делал ссылки только на работы, которые он держал в руках (в подлиннике или в переводе). В тех случаях, когда на результат какого-либо автора указывалось в работе другого, в списке литературы, как правило, указывается эта последняя. Список литературы включает в себя лишь работы, цитируемые в книге, и отнюдь не

претендует на полноту. В рассмотрение вопроса личного приоритетного характера автор настоящей книги не считал обязательным входить.

Автор чрезвычайно признателен В. А. Егорову и А. К. Платонову, которые взяли на себя труд отрецензировать рукопись первого издания книги и сделали много ценных замечаний. Автор благодарен И. Д. Новикову за очень полезное обсуждение последней главы рукописи и С. А. Никитину и Л. А. Чульскому за добрые советы, способствовавшие улучшению книги.

Автор весьма признателен Б. В. Раушенбаху, отрецензировавшему рукопись второго издания, за высказанные им пожелания.

ВВЕДЕНИЕ

§ 1. Космодинамика — теория космических полетов

Буквальный смысл слова «космонавтика» (представляющего собой сочетание двух греческих слов) — «плавание во Вселенной». В обычном употреблении это слово означает совокупность различных отраслей науки и техники, обеспечивающих исследование и освоение космического пространства и небесных тел с помощью космических летательных аппаратов — искусственных спутников, автоматических станций различного назначения, пилотируемых космических кораблей.

Теория космических полетов, представлявших давнюю мечту человечества, превратилась в науку в результате основополагающих трудов великого русского ученого Константина Эдуардовича Циолковского. В течение продолжительного времени, до того момента, когда идеи, формулы и чертежи энтузиастов и ученых стали в конструкторских бюро и в цехах заводов превращаться в объекты, изготовленные «в металле», теоретический фундамент космонавтики покоился на трех китах: 1) теории движения космических аппаратов¹⁾; 2) ракетной технике; 3) совокупности астрономических знаний о Вселенной.

Впоследствии в недрах космонавтики зародился широкий цикл новых научно-технических дисциплин, таких, как теория систем управления космическими объектами, космическая навигация, теория космических систем связи и передачи информации, космическая биология и медицина и т. д. Сейчас, когда нам трудно представить себе космонавтику без этих дисциплин, полезно вспомнить о том, что теоретические основы космонавтики закладывались К. Э. Циолковским в то время, когда производились лишь первые опыты над использованием радиоволн и радио не могло считаться

¹⁾ Основоположники космонавтики писали не о «космических аппаратах», а о «кораблях» и имели в виду полеты людей. Лишь позже стала ясной эффективность использования в космосе автоматических научных станций.

средством связи в космосе. В течение многих лет в качестве средства связи всерьез рассматривалась сигнализация с помощью лучей солнечного света, отражаемых в сторону Земли зеркалами, находящимися на борту межпланетного корабля. Сейчас, когда мы привыкли не удивляться ни прямому телевизионному репортажу с поверхности Луны, ни полученным по радио фотографиям, сделанным вблизи Юпитера или на поверхности Венеры, в это трудно поверить. Поэтому можно утверждать, что теория космической связи, несмотря на всю свою важность, не является все же главным звеном в цепи космических дисциплин.

Таким главным звеном служит теория движения космических объектов. Именно ее можно считать теорией космических полетов. Специалисты, занимающиеся этой наукой, сами называют ее по-разному: *прикладная небесная механика, небесная баллистика, космическая баллистика, космодинамика* ¹⁾, *механика космического полета, теория движения искусственных небесных тел.*

Все эти названия имеют один и тот же смысл, точно выражаемый последним термином. Космодинамика, таким образом, является частью *небесной механики* — науки, изучающей движение любых небесных тел — как естественных (звезды, Солнце, планеты, их спутники, кометы, метеорные тела, космическая пыль), так и искусственных (автоматические космические аппараты и пилотируемые корабли). Но есть нечто, выделяющее космодинамику из небесной механики. Родившаяся в лоне небесной механики космодинамика пользуется ее методами, но не уместается в ее традиционных рамках.

Существенное отличие прикладной небесной механики от классической заключается в том, что вторая не занимается и не может заниматься выбором орбит небесных тел, в то время как первая занимается отбором из огромного числа возможных траекторий достижения того или иного небесного тела определенной траектории, которая учитывает многочисленные, зачастую противоречивые, требования ²⁾. Главное требование — минимальность скорости, до которой разгоняется космический аппарат на начальном активном участке полета и соответственно минимальность массы ракеты-носителя или орбитального разгонного блока (при старте с околоземной орбиты). Это обеспечивает максимальную полезную нагрузку и, следовательно, наибольшую научную эффективность полета. Учитываются также требования простоты управления, условий радиосвязи (например, в момент захода станции за планету при ее облете),

¹⁾ Употребляется также термин астродинамика, который способен привести к путанице, так как он буквально означает «динамика звезд», а такая астрономическая дисциплина уже давно существует.

²⁾ Наилучшая с какой-либо одной точки зрения траектория называется *оптимальной*.

условий научных исследований (посадка на дневной или ночной стороне планеты) и т. п.

Космодинамика предоставляет в распоряжение проектировщиков космической операции методы оптимального перехода с одной орбиты на другую, способы исправления траектории. В поле ее зрения находится неведомое классической небесной механике *орбитальное маневрирование*.

Космодинамика представляет собой фундамент общей *теории космического полета* (подобно тому как аэродинамика представляет собой фундамент теории полета в атмосфере самолетов, вертолетов, дирижаблей и других летательных аппаратов). Эту свою роль космодинамика делит с *ракетодинамикой* — наукой о движении ракет. Обе науки, тесно переплетаясь, лежат в основе космической техники. Обе они являются разделами теоретической механики ¹⁾, которая сама представляет собой обособившийся раздел физики.

Будучи точной наукой, космодинамика использует математические методы исследования и требует логически стройной системы изложения. Недаром основы небесной механики были разработаны после великих открытий Коперника, Галилея и Кеплера именно теми учеными, которые внесли величайший вклад в развитие математики и механики. Это были Ньютон, Эйлер, Клеро, Даламбер, Лагранж, Лаплас. И в настоящее время математика помогает решению задач небесной баллистики и в свою очередь получает толчок в своем развитии благодаря тем задачам, которые космодинамика перед ней ставит.

Классическая небесная механика была чисто теоретической наукой. Ее выводы находили неизменное подтверждение в данных астрономических наблюдений. Космодинамика привнесла в небесную механику эксперимент, и небесная механика впервые превратилась в экспериментальную науку, подобную в этом отношении, скажем, такому разделу механики, как аэродинамика. На смену пассивному характеру классической небесной механики пришел активный, наступательный дух небесной баллистики. Каждое новое достижение космонавтики — это вместе с тем свидетельство эффективности и точности методов космодинамики.

Космодинамика делится на две части: *теорию движения центра масс космического аппарата* (теорию космических траекторий) и *теорию движения космического аппарата относительно центра масс* (теорию «вращательного движения»). Как уже говорилось в предисловии, в книге будет рассказываться главным образом о траекториях, и космический аппарат в большинстве случаев будет рассматриваться как материальная точка.

¹⁾ Небесная механика является одновременно и разделом теоретической механики, и — традиционно — разделом астрономии.

§ 2. Основные законы механики

Прежде чем приступить к изучению движения искусственных небесных тел (спутников, лунных и межпланетных космических аппаратов, пилотируемых космических кораблей), вспомним основные законы механики, изучаемые еще в средней школе. В дальнейшем нам придется к ним обращаться.

Первый закон Ньютона (закон инерции): всякая материальная точка находится в состоянии покоя или равномерного прямолинейного движения, пока и поскольку приложенные силы не принудят ее изменить это состояние.

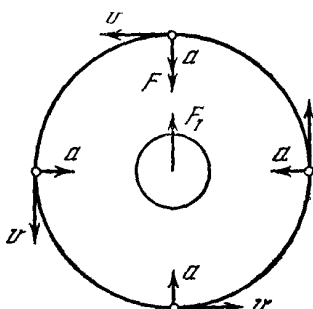


Рис. 1. Движение спутника по орбите.

Равномерное прямолинейное движение есть движение с неизменной по величине и направлению скоростью, т. е. движение с постоянным вектором скорости («движение по инерции»).

Во всех случаях, когда вектор скорости изменяется, существует ускорение. В частности, если материальная точка движется равномерно по окружности (например, спутник — по круговой орбите вокруг Земли, рис. 1), то, очевидно, существует ускорение, так как вектор скорости при этом является переменным (остается неизменным только его величина, направление же его непрерывно изменяется). Соответствующее ускорение a , как известно, равно по величине v^2/r , где v — неизменная величина скорости, а r — радиус окружности, и направлено во всех точках окружности к ее центру (рис. 1).

Согласно первому закону Ньютона причиной существования ускорения является сила. В нашем примере причиной кругового движения спутника является сила, не позволяющая ему совершать прямолинейное движение в направлении однажды сообщенной скорости. Это — сила притяжения Земли (сила гравитации), о которой подробно мы будем говорить в главе 2.

Второй закон Ньютона устанавливает связь между силой и ускорением.

Второй закон Ньютона: ускорение материальной точки пропорционально действующей на нее силе и направлено в ту же сторону, что и сила.

Если F — величина силы, a — величина ускорения, то

$$F = ma.$$

Величина m , или коэффициент той пропорциональности, о которой говорится во втором законе Ньютона, представляет собой меру инерции материальной точки и называется ее *массой*.

Зная в нашем примере массу m спутника и его ускорение $a = v^2/r$, мы теперь можем по приведенной формуле вычислить силу, под действием которой спутник совершает свое круговое движение. Направлена эта сила, как и ускорение, к центру окружности, т. е. к Земле.

Сакраментальный вопрос «Почему спутник не падает на Землю?», столь интриговавший журналистов в первые годы космической эры, не имеет смысла. Спутник не падает на Землю, т. е. его траектория не пересекает земной поверхности, так как законы природы не обязывают его двигаться в сторону действующей силы. В эту сторону всегда направлен вектор у с к о р е н и я, но отнюдь не обязательно вектор с к о р о с т и, указывающий направление движения.

С другой стороны, зная направление и величину силы, мы можем определить направление и величину (по формуле $a = F/m$) ускорения, а затем математически определить путь движущегося тела.

Здесь мы столкнулись в простейшем виде с двумя основными задачами механики космического полета:

1) определить силы, с помощью которых можно управлять космическим аппаратом, заставляя его совершать заданное движение;

2) определить движение космического аппарата, если известны действующие на него силы.

Этими задачами мы и будем в дальнейшем заниматься. Вторая из этих задач характерна для классической небесной механики, изучающей движение «естественных» небесных тел, первая же свойственна именно космодинамике и подчеркивает активный характер этой науки.

Вернемся, однако, к законам Ньютона.

Причиной силы, действующей на тело, всегда является какое-то другое материальное тело, которое в свою очередь подвергается воздействию со стороны первого тела.

Т р е т ь и й з а к о н Н ь ю т о н а: *всякому действию соответствует равное по величине и противоположно направленное противодействие.*

В нашем примере это означает, что действию Земли на спутник (сила F , направленная к Земле) сопутствует противодействие — сила F_1 , действующая со стороны спутника на Землю, равная по величине первой и направленная к спутнику. Эта сила, естественно, по второму закону Ньютона сообщает определенное ускорение Земле, которое во столько же раз меньше ускорения, сообщаемого Землей спутнику, во сколько масса Земли больше массы спутника. Так как масса Земли равна $5,9742 \cdot 10^{21}$ т, то, каков бы ни был искусственный спутник, ускорение, сообщаемое им Земле, ничтожно. По этой же причине мы никогда не будем интересоваться воздействиями

искусственных спутников, космических аппаратов и пилотируемых кораблей на естественные небесные тела (даже на небольшие астероиды) независимо от того, являются ли эти воздействия гравитационными или иного рода (например, удар, наносимый космическим аппаратом, падающим на поверхность Луны).

§ 3. О единицах силы и массы

В этой книге используется в основном Международная система единиц СИ, в которой, как известно, за единицу массы принимается килограмм, а за единицу силы ньютон (Н) — производная единица, равная той силе, которая массе 1 кг сообщает ускорение 1 м/с^2 , т. е., согласно второму закону Ньютона, $1 \text{ Н} = 1 \text{ кг} \cdot 1 \text{ м/с}^2$.

На этом можно было бы и закончить, если бы не одно обстоятельство. В литературе по ракетной технике все еще привычны единицы силы из технической системы единиц — грамм-сила (гс), килограмм-сила (кгс), тонна-сила (тс)¹⁾, а автор рассчитывает, что ракетчики могут заинтересоваться книгой. Некоторые традиционные термины ракетной техники (например, «удельный импульс», см. § 1 гл. 1) основываются на килограмме-силе, и автор здесь в одиночку ничего поделывать не может. Кроме того, приводя данные о тягах и удельных импульсах ракет, автор в некоторых случаях, пользуясь официальными источниками, не считал себя вправе что-либо менять, так как не мог знать, в какой мере указанное в источнике значение является округленным²⁾.

Впрочем, читатель всегда может совершить переход от килограммов-силы к ньютонам, если вспомнит, что 1 килограмм-сила (1 кгс) есть не что иное, как вес одного килограмма массы (1 кг), т. е. $1 \text{ кгс} = 1 \text{ кг} \cdot 9,81 \text{ м/с}^2 = 9,81 \text{ кг} \cdot \text{м/с}^2$. Но $1 \text{ кг} \cdot \text{м/с}^2 = 1 \text{ Н}$. Значит,

$$1 \text{ кгс} = 9,81 \text{ Н (точно } 1 \text{ кгс} = 9,80665 \text{ Н)}.$$

Термином «вес» при указании числовых характеристик ракет и космических аппаратов мы никогда пользоваться не будем. Вес, как известно, определяется силой давления тела, покоящегося на поверхности планеты, на опору. На разных небесных телах он, естественно, различен. Вдобавок космический аппарат при свободном полете в мировом пространстве находится в безопорном состоянии, в состоянии невесомости... Разумнее поэтому указывать его массу.

¹⁾ Внимание! Буква «с» здесь означает «сила», а не «секунда». В противном случае перед «с» была бы точка как знак умножения. Это важно помнить.

²⁾ «Точный» перевод округленных значений физических величин при переходе к другой системе единиц — характерная ошибка многих научных рефератов. Тягу ракетной ступени в 2000 тс указывают как тягу 19 620 000 Н (или даже 19 613 300 Н)...

§ 4. О системах отсчета

Читатель, конечно, знаком с понятием *системы координат*, или *системы отсчета*.

Движение космического аппарата, как и любого тела, может описываться в разных системах координат. Нет систем координат правильных и неправильных, но есть системы координат хорошие и плохие, точнее — удобные и неудобные.

Например, движение планет удобнее всего описывать в *гелиоцентрической системе отсчета*, т. е. в системе Коперника. Но если бы мы стали рассматривать в этой же системе координат движение Луны, то труднее было бы выяснить характер действующих на нее сил. Более удобно изучать движение Луны в *геоцентрической системе координат* — системе Птолемея. Однако, если бы нас заинтересовал вопрос, попадет ли Луна в хвост кометы Галлея, когда в 1985—1986 гг. комета приблизится к Солнцу, разумно было бы применить гелиоцентрическую систему координат. Все дело в удобстве.

Наша повседневная жизнь — та, что «проходит у нас на глазах», — ощущается нами в основном в системе координат, *прочно связанной с вращающейся Землей*. «Спутник пролетел над Москвой», — скажет житель столицы, увидев светящуюся точку, движущуюся по сумеречному небу. А мог бы сказать: «Москва пересекла неподвижную плоскость орбиты спутника» — и был бы прав — в геоцентрической системе отсчета.

Интересно, что хотя в теоретических рассуждениях удобнее рассматривать движение спутника последним способом, люди, контролирующие космический полет, предпочитают систему отсчета, жестко связанную с Землей. Достаточно вспомнить хорошо знакомую телезрителям географическую карту в Центре управления полетом, по которой движется световой «зайчик» — изображение проекции на Землю космического корабля «Союз» или «Прогресс», — сближающийся с другим «зайчиком» — изображением орбитальной станции «Салют».

И в то же время нам показывают на телеэкране изображение корабля «Прогресс» так, как его «видит» телекамера, жестко скрепленная с корпусом станции «Салют» — в системе координат, жестко связанной со станцией.

Всеми этими и другими системами координат нам придется пользоваться, и мы научимся, хотя бы в принципе (без каких-либо математических выкладок), переходить от одной системы отсчета к другой, т. е. уметь смотреть на происходящее с различных точек зрения — и в буквальном и в переносном смысле.

Глава 1

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

§ 1. Законы ракетного движения

Основным и почти единственным средством передвижения в мировом пространстве является ракета, которая для этой цели была впервые предложена в 1903 г. К. Э. Циолковским [1.1]. Законы ракетного движения представляют собой один из краеугольных камней теории космического полета.

Эти законы мы прежде всего и рассмотрим.

Космонавтика обладает большим арсеналом ракетных двигательных систем, основанных на использовании различных видов энергии. Но во всех случаях ракетный двигатель осуществляет одну и ту же задачу: он тем или иным способом выбрасывает из ракеты некоторую массу, запас которой (так называемое *рабочее тело*) находится внутри ракеты. На выбрасываемую массу со стороны ракеты действует некоторая сила, и согласно одному из основных законов механики — закону равенства действия и противодействия — такая же сила, но противоположно направленная, действует со стороны выбрасываемой массы на ракету. Эта последняя сила, приводящая ракету в движение, называется *силой тяги*.

Интуитивно ясно, что сила тяги должна быть тем больше, чем большая масса в единицу времени выбрасывается из ракеты и чем больше скорость, которую удастся сообщить выбрасываемой массе. Может быть строго доказана пропорциональность силы тяги указанным двум величинам, а именно:

$$F = \omega q. \quad (1)$$

Здесь буквой F обозначена величина силы тяги, ω — *скорость истечения* отбрасываемой массы по отношению к ракете ¹⁾, q — ве-

¹⁾ Оговорка «по отношению к ракете» существенна: скорость отбрасываемой массы относительно Земли и небесных тел совсем иная и никак не характеризует двигатель ракеты.

личина массы (но не веса!), расходуемая в единицу времени (*секундный расход массы*). Если в формуле (1) скорость истечения измерять в м/с, а секундный расход массы в кг/с, то будет получена величина силы тяги в ньютонах (Н).

Строго говоря, формула (1) справедлива лишь в том случае, если отбрасываемое вещество находится в твердом или жидком состоянии. Фактически же из ракеты выбрасывается струя газа. Стремясь расшириться, газ оказывает на ракету дополнительное воздействие, которое учитывается в уточненной формуле для силы тяги [1.2]

$$F = wq + S(p_r - p_a). \quad (1a)$$

Здесь p_r — давление газа на срезе сопла двигателя (подробнее об устройстве ракетных двигателей будет сказано ниже), p_a — внешнее атмосферное давление, S — площадь среза сопла. Из последней формулы видно, что по мере подъема ракеты тяга двигателя возрастает, так как давление p_a падает, и вне атмосферы достигает максимума.

Благодаря простоте формулы (1) возникает соблазн продолжать пользоваться ею вместо более точной формулы (1a), считая, что член $S(p_r - p_a)$ в ней уже учтен, но понимая под w так называемую *эффективную скорость истечения*, т. е. считая

$$F = w_a q, \quad (1б)$$

где $w_a = w + \frac{S}{q}(p_r - p_a)$. Величина w_a определяется экспериментально во время стендовых испытаний ракеты путем замера силы тяги (с помощью динамометра) и секундного расхода массы.

В литературе по ракетной технике наряду с эффективной скоростью истечения употребляется фактически эквивалентное (хотя это и не всегда осознается) понятие удельного импульса.

Чтобы понять, о чем идет речь, нам придется вернуться к уходящим в прошлое понятиям веса и единицы веса 1 кгс.

Преобразуем формулу (1б), разделив и умножив ее правую часть на $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения на поверхности Земли:

$$F = w_a q = \frac{w_a}{g} qg,$$

или

$$F = I_{уд} qg, \text{ где } I_{уд} = \frac{w_a}{g}. \quad (1в)$$

Здесь qg представляет собой *весовой секундный расход*, измеряемый в единицах кгс/с, величина $I_{уд}$ называется *удельным импульсом* и измеряется в $\frac{\text{м/с}}{\text{м/с}^2}$, т. е. секундах (с). При измерении величин

в правой части формулы (1в) в указанных единицах сила F определяется в килограммах силы (кгс). Разумеется, можно найти силу тяги в кгс и при пользовании формулой (1б), если учесть, что $9,8 \text{ Н} = 1 \text{ кгс}$.

Величина удельного импульса по определению показывает, какой импульс тяги (измеряемый в кгс·с) приходится на каждый килограмм (кгс) веса расходуемого рабочего тела (отсюда и название «у д е л ь н ы й импульс»). Поэтому часто величину удельного импульса указывают в $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кгс}}$, что, конечно, равносильно его измерению в секундах (с).

Можно сказать и иначе: удельный импульс — это количество килограммов (кгс) тяги, возникающей при расходе одного килограмма (кгс) веса рабочего тела в секунду. Рассуждая так, удельный импульс измеряют в $\frac{\text{кгс}}{\text{кгс/с}}$, т. е. опять-таки в секундах, но при этом называют его *удельной тягой* (т. е. тягой в кгс, приходящейся на 1 кгс/с весового секундного расхода).

Возможна еще одна трактовка, позволяющая как-то объяснить экзотичность единицы измерения секунда (с) для обсуждаемой величины: удельный импульс — это время, в течение которого расходуется 1 кг массы рабочего тела, если при этом непрерывно создается тяга в 1 кгс, т. е. удельный импульс характеризует экономичность расхода рабочего тела. (Неловкость, испытываемая ракетчиками от единицы измерения секунда (с), заставляет их в практике общения говорить «удельный импульс достиг 315 е д и н и ц», или «удалось увеличить удельный импульс на три единицы» [1.2].)

В связи с повсеместным введением системы СИ в последнее время стали силу тяги измерять в ньютонах (Н), а заодно вспомнили, что количество сгорающего в е щ е с т в а, которое создает тягу, естественнее измерять в единицах м а с с ы, а не в единицах веса. В результате вместо $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кгс}}$ стали писать $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ и измеряемую в этих единицах величину продолжают называть (вопреки первоначальному определению, где в знаменателе фигурировал вес) удельным импульсом или, более длинно, *удельным импульсом тяги* [1.2]. Но $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \frac{(\text{кг} \cdot \text{м/с}^2) \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \frac{\text{м}}{\text{с}}$, т. е. эта новая величина измеряется в единицах скорости. Да это и есть скорость — хорошо знакомая нам *эффективная скорость истечения!*

Итак,

удельный импульс $\equiv$ удельная тяга (с),

удельный импульс тяги $\equiv$ эффективная скорость истечения (м/с).
Здесь знак $\equiv$ означает полную тождественность понятий.

В дальнейшем мы при теоретических рассуждениях будем пользоваться только понятием *эффективной скорости истечения* (иногда

для краткости опуская слово «эффективная»), но, сообщая откуда-либо заимствованные технические данные, иногда будем употреблять наряду с ним и термин *удельный импульс*, имея всегда в виду, что оба они характеризуют один и тот же физический параметр, отличаясь друг от друга, как это видно из формулы (1в), лишь размерным множителем.

Запомним:

$$\omega = I_{\text{уд}} g$$

или в виде, удобном для численных прикидок,

$$\omega \approx 10 I_{\text{уд}}, \text{ где } \omega \text{ — в м/с, } I_{\text{уд}} \text{ — в с}$$

(правая часть здесь завышена на 2%).

Кроме силы тяги ракетного двигателя (или суммарной тяги сразу нескольких двигателей) на космический летательный аппарат действуют еще многие силы: притяжения Земли и небесных тел, сопротивление атмосферы, световое давление и т. д. Эффект действия всех сил выражается в ускорении, которое получает аппарат. Это результирующее ускорение складывается из ускорений, сообщаемых каждой силой в отдельности. Эффекты действия различных сил мы подробно рассмотрим в последующих главах, а сейчас нас будет интересовать только *ускорение от тяги*, или *реактивное ускорение* a_p . Согласно второму закону механики $a_p = F/m$, где F — величина силы тяги, а m — масса ракеты или космического аппарата в некоторый момент времени. Эта масса по мере израсходования рабочего тела, конечно, уменьшается, а значит, реактивное ускорение, вообще говоря, увеличивается (чтобы оно не изменялось, нужно было бы одновременно уменьшать соответствующим образом силу тяги). Удобной характеристикой ракеты является *начальное реактивное ускорение*, сообщаемое силой тяги в момент начала движения: $a_{p0} = F/m_0$, где m_0 — начальная масса ракеты.

Реактивное ускорение (в частности, начальное реактивное ускорение) представляет собой то ускорение, которым обладала бы ракета, если бы на нее не действовали никакие иные силы кроме силы тяги, т. е. если бы она, по выражению К. Э. Циолковского, находилась в воображаемом «свободном» пространстве. Реально такие условия, конечно, нигде в Солнечной системе не осуществляются, однако представление о пространстве, свободном от действия всяких сил, полезно.

Поместим мысленно нашу ракету в свободное пространство и включим ее двигатель. Двигатель создал тягу, ракета получила какое-то ускорение и начала набирать скорость, двигаясь по прямой линии (если сила тяги не меняет своего направления). Какую скорость приобретет ракета к моменту, когда ее масса уменьшится от начальной m_0 до конечной величины m_k ? Если допустить, что скорость истечения ω вещества из ракеты неизменна (это довольно

точно соблюдается в современных ракетах), то ракета разовьет скорость v , выражающуюся *формулой Циолковского*:

$$v = w \ln \frac{m_0}{m_k} = 2,30259 w \lg \frac{m_0}{m_k}, \quad (2)$$

где $\ln$ обозначает натуральный, а $\lg$ — десятичный логарифмы, или

$$\frac{m_0}{m_k} = e^{\frac{v}{w}}, \quad (2a)$$

где число $e = 2,71828\ldots$ — основание натуральных логарифмов.

Скорость, вычисляемая по формуле Циолковского, характеризует энергетические ресурсы ракеты. Она называется *идеальной*. Мы видим, что идеальная скорость не зависит от секундного расхода массы рабочего тела, а зависит только от скорости истечения w и от числа $z = m_0/m_k$, называемого *отношением масс* или *числом Циолковского*.

В литературе часто числом Циолковского называют также другую величину, а именно отношение z' массы израсходованного рабочего тела $m_{p.т.}$ к конечной массе m_k . Очевидно, $z = 1 + z'$ и

$$z' = \frac{m_{p.т.}}{m_k} = e^{\frac{v}{w}} - 1. \quad (2б)$$

Нередко нас будет интересовать отношение (обычно выраженное в процентах) массы рабочего тела к начальной массе ракеты:

$$\frac{m_{p.т.}}{m_0} = 1 - e^{-\frac{v}{w}}. \quad (2в)$$

Зададимся определенным значением скорости истечения w . Тогда, если секунднй расход велик (и, следовательно, велика тяга), ракета быстрее израсходует рабочее тело и приобретет идеальную скорость. Если же секунднй расход мал (мала тяга), то на израсходование всего рабочего тела потребуется гораздо больше времени. Но поскольку в обоих случаях скорость истечения была одинакова, то и приобретенная в конечном счете идеальная скорость будет также одинаковой.

Конечно, этот вывод верен лишь для воображаемого свободного от сил пространства. В реальных же условиях вмешательство посторонних сил приводит к тому, что приобретенная ракетой скорость отличается от идеальной. Это отличие особенно велико, когда сила тяги мала. Когда же сила тяги и секунднй расход велики, то за короткое время, пока расходуется рабочее тело, действие посторонних сил (не слишком значительных по сравнению с силой тяги) скажется слабо на движении и приобретенная ракетой скорость будет сравнительно мало отличаться от идеальной.

Дальше мы рассмотрим все основные типы современных и перспективных двигательных систем с точки зрения тех характеристик, о которых только что говорилось.

Величина реактивного ускорения a_p показывает, для каких космических операций может быть применен двигатель того или иного типа. Например, для резких маневров нужен двигатель, создающий значительное реактивное ускорение. Двигатель с малым реактивным ускорением не может даже оторвать космический аппарат от поверхности Земли. Условно все двигатели могут быть разделены на два класса: *двигатели большой тяги* (точнее, *большого реактивного ускорения*), создающие реактивное ускорение, превышающее $g=9,8 \text{ м/с}^2$, и *двигатели малой тяги* (точнее, *малого реактивного ускорения*), создающие реактивное ускорение, меньшее g . (Чаще всего под «двигателями малой тяги» понимают двигатели, создающие реактивные ускорения в тысячи раз меньшие g .)

Часто двигательные системы характеризуют их *удельным весом*, под которым понимают отношение веса двигательной системы к величине создаваемой ею тяги. Чем выше удельный вес двигателя, тем меньше создаваемое им реактивное ускорение, тем менее он выгоден. В дальнейшем мы будем характеризовать двигательные системы главным образом реактивными ускорениями.

Не менее важной характеристикой является скорость истечения w . Чем больше скорость истечения, тем больше идеальная скорость и тем более пригодна двигательная система для осуществления сложных операций в космосе.

Наконец, большая скорость истечения w при заданном значении скорости v позволяет ограничиться не слишком большим значением числа Циолковского z . Это позволяет разместить в ракете большую полезную нагрузку, уменьшив массу рабочего тела.

§ 2. Структура ракеты

Современная космическая ракета представляет собой сложное сооружение, состоящее из сотен тысяч и миллионов деталей, каждая из которых играет предназначенную ей роль. Но с точки зрения механики разгона ракеты до необходимой скорости всю начальную массу m_0 ракеты можно разделить на две части: 1) масса рабочего тела и 2) конечная масса m_k , остающаяся после выброса рабочего тела. Эту последнюю часто называют «сухой» массой, так как рабочее тело в большинстве случаев представляет собой жидкое топливо. Отношение m_0/m_k называется, как уже говорилось, числом Циолковского z и, наряду со скоростью истечения, представляет «скоростные возможности» ракеты. Поэтому понятно стремление конструкторов по возможности увеличить число z .

«Сухая» масса (или, если угодно, масса «пустой», без рабочего тела, ракеты) состоит из массы конструкции и массы полезной

нагрузки. Под конструкцией следует понимать не только несущую конструкцию ракеты, ее оболочку и т. п., но и двигательную систему со всеми ее агрегатами, систему управления, включающую органы управления, аппаратуру навигации и связи, и т. п., — одним

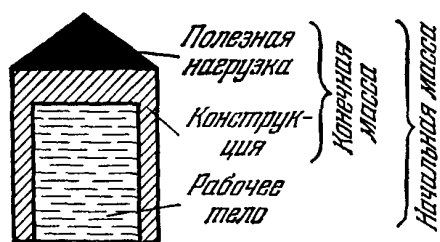


Рис. 2 Структурная схема ракеты.

словом, все то, что обеспечивает нормальный полет ракеты. *Полезная нагрузка* m_n состоит из научной аппаратуры, радиотелеметрической системы, корпуса выводимого на орбиту космического аппарата, экипажа и системы жизнеобеспечения космического корабля и т. п. Полезная нагрузка — это то, без чего ракета может совершить нормальный (но бесполезный!) полет¹⁾.

На рис. 2 схематично изображена описанная структура.

Увеличение числа z возможно, очевидно, посредством всемерного уменьшения массы конструкции, что требует от конструкторов особого мастерства. Отношение суммарной массы конструкции и рабочего тела к массе конструкции называется *конструктивной характеристикой* и обозначается буквой s . В принятых ранее обозначениях

$$s = \frac{m_0 - m_n}{m_k - m_n}. \quad (3)$$

Для любой ракеты число z всегда меньше s , и если мастерство конструкторов, заключающееся в умении втиснуть максимум рабочего тела в минимальную по массе конструкцию ракеты, достигло предела, то остается только один путь увеличения скорости ракеты — увеличение числа z посредством уменьшения полезной нагрузки m_n . При полном отказе от полезной нагрузки ($m_n = 0$) число z достигнет своего предела и станет равным числу s . Но, разумеется, величина полезной нагрузки отнюдь не безразлична при проектировании космических операций, даже если обеспечено достижение определенной характеристической скорости. Будем называть *относительной начальной массой* величину

$$p = \frac{m_0}{m_n}.$$

Обратная ей величина называется *относительной полезной нагрузкой* или *коэффициентом полезной нагрузки*.

¹⁾ Это определение носит условный характер. При американских экспедициях на Луну, например, пилот являлся частью системы управления. Пустые топливные баки могут в принципе использоваться на околоземных орбитах и на поверхностях Луны и планет в качестве жилых помещений космонавтов, т. е. часть конструкции ракеты может входить в полезную нагрузку. Но такую возможность мы сейчас для простоты не будем рассматривать.

Разделив числитель и знаменатель правой части формулы (3) на m_0 , мы получим соотношение между числами s , z и p

$$s = \frac{1 - \frac{1}{p}}{\frac{1}{z} - \frac{1}{p}},$$

которое удобнее переписать в следующих трех видах:

$$s = z \frac{p-1}{p-z}, \quad z = \frac{ps}{p+s-1}, \quad p = z \frac{s-1}{s-z}. \quad (4)$$

В дальнейшем мы будем задаваться определенным значением s , соответствующим достигнутому уровню конструктивного мастерства.

В начале космической эры значение $s=10$ считалось весьма большим. Однако для первой ступени американской лунной ракеты «Сатурн-5» уже было $s=16$. Приняв определенное значение p , мы сможем вычислить z , а следовательно, по формуле (2) и идеальную скорость. И, наоборот, определив по идеальной скорости число z , мы сможем вычислить относительную начальную массу или коэффициент полезной нагрузки.

§ 3. Составная ракета

Допустим, что перед нами поставлена цель спроектировать ракету, скажем, для достижения Венеры. Необходимая для этого идеальная скорость $v=12$ км/с¹⁾. Примем скорость истечения $w=3$ км/с. Тогда согласно формуле (2а) необходимое число Циолковского $z_{\text{необ}} = e^{v/w} = e^4 \approx 54,6$. Если вспомнить, что число s заведомо больше z , то станет ясно, что построить нужную ракету нам не удастся, так как мы не сможем вместить необходимое количество топлива в конструкцию, удовлетворяющую сколько-нибудь разумным требованиям прочности.

Даже если мы примем скорость истечения равной 4 км/с (очень хорошее значение, как мы скоро увидим), то окажется, что $z_{\text{необ}} = e^3 \approx 20,1$. И это значение следует признать чрезмерным, так как число s должно быть еще больше, чем z .

Тем не менее при заданном уровне конструкторского искусства (скажем, при $s=15$) можно построить ракету, способную развить необходимую идеальную скорость при прежнем значении скорости истечения. Но для этого надо существенно изменить структуру ракеты.

¹⁾ Подробно проблема полета к Венере будет рассмотрена в главе 16. Здесь указано заниженное значение идеальной скорости, соответствующее очень большим перегрузкам при разгоне.

Набору скорости ракеты благоприятствует то, что по мере истечения рабочего тела масса ракеты уменьшается, благодаря чему при неизменной тяге непрерывно растет реактивное ускорение. Но, к сожалению, ракета состоит не из одного лишь рабочего тела. По мере истечения рабочего тела освободившиеся баки, лишние части оболочки и т. д. начинают обременять ракету мертвым грузом, затрудняя ее разгон. Целесообразно в некоторые моменты отделять эти части от ракеты. Построенная таким образом ракета называется *составной* ¹⁾.

Часто составная ракета состоит из самостоятельных ракет-ступеней (благодаря этому из отдельных ступеней можно составлять различные ракетные комплексы), соединенных последовательно. Но возможно и параллельное соединение ступеней, бок о бок. Наконец, существуют проекты составных ракет, в которых последняя ступень входит внутрь предыдущей, та заключена внутри предшествующей и т. д.; при этом ступени имеют общий двигатель и уже не являются самостоятельными ракетами [1.3].

Существенный недостаток последней схемы заключается в том, что после отделения отработавшей ступени резко возрастает реактивное ускорение, так как двигатель остался прежним, тяга по-прежнему не изменилась, а разгоняемая масса ракеты резко уменьшилась. Это затрудняет точность наведения ракеты и предъявляет повышенные требования к прочности конструкции. При последовательном же соединении ступеней вновь включаемая ступень обладает меньшей тягой и ускорение не изменяется резким скачком.

Пока работает первая ступень, мы можем рассматривать остальные ступени вместе с истинной полезной нагрузкой в качестве полезной нагрузки первой ступени. После отделения первой ступени начинает работать вторая ступень, которая вместе с последующими ступенями и истинной полезной нагрузкой образует самостоятельную ракету («первую субракету»). Для второй ступени все последующие ступени вместе с истинным полезным грузом играют роль собственной полезной нагрузки и т. д. На рис. 3 показана схема многоступенчатой ракеты.

Каждая субракета добавляет к уже имеющейся скорости собственную идеальную скорость, и в результате конечная идеальная скорость многоступенчатой ракеты складывается из суммы идеальных скоростей отдельных субракет. В теории многоступенчатых ракет доказывается, что если эффективные скорости истечения w и конструктивные характеристики λ одинаковы для всех ступеней, то

¹⁾ К сожалению, невозможно отделять баки по частям, по мере их опорожнения. Еще более жалко, что невозможно отделение этих частей со скоростью истечения рабочего тела. Впрочем, подобная *идеальная* ракета была бы полностью эквивалентна гипотетической ракете, состоящей из одного лишь рабочего тела и целиком сгорающей.

при заданной массе многоступенчатой ракеты суммарная идеальная скорость будет наибольшей в том случае, когда числа z , а следовательно, и p для всех субракет также одинаковы [1.4]

Может быть доказано также следующее положение. Если заданы идеальная скорость и одинаковая для всех ступеней скорость истечения w , а также заданы конструктивные характеристики s для всех ступеней (вообще говоря, разные), то отношение начальной массы M_0 многоступенчатой ракеты к полезной нагрузке m_n окажется минимальным, если подобрать отношения масс z_c для всех субракет пропорциональными соответствующим числам s [1.5].

В этом заключается оптимизация конструкции многоступенчатой ракеты. В частном случае, когда все числа s для отдельных ступеней одинаковы, должны быть одинаковы и числа z .

Для последнего случая мы выведем важную формулу.

Допустим, необходимое для одноступенчатой ракеты число Циолковского $z_{\text{необ}}$ оказалось технически нереальным. Построим многоступенчатую ракету. Для достижения суммарной идеальной скорости v каждая ступень должна будет сообщить полезной нагрузке скорость v/n (если число ступеней равно n). Следовательно, число Циолковского для каждой субракеты будет

$$z_c = e^{\frac{v}{nw}} = \sqrt[n]{z_{\text{необ}}} \quad (5)$$

Как видим, число Циолковского z_c для каждой субракеты гораздо меньше числа Циолковского $z_{\text{необ}}$, необходимого для одноступенчатой ракеты, и, выбрав n , можно подобрать вполне реальное z_c . Поэтому оказывается возможным построить нужную многоступенчатую ракету.

Вычислив по формуле (5) z_c , задавшись для каждой ступени определенным конструктивным параметром s , мы можем по третьей из формул (4) определить число p_c для каждой субракеты:

$$p_c = \frac{s_c - 1}{s_c - e^{\frac{v}{nw}}} e^{\frac{v}{nw}} \quad (6)$$

Составим произведение чисел p_c для всех субракет (далее индекс «с», относящийся к ступени или субракете, опускаем):

$$p_1 p_2 \dots p_n = \frac{M_0}{m_1} \cdot \frac{m_1}{m_2} \dots \frac{m_{n-1}}{m_n} \quad (7)$$

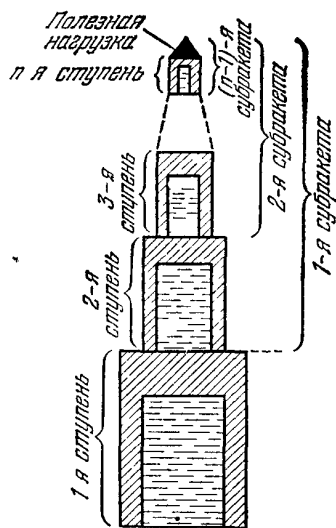


Рис 3 Структурная схема многоступенчатой ракеты.

Здесь M_0 — начальная масса всей многоступенчатой ракеты, $m_1, m_2, \dots, m_{n-1}$ — начальные массы субракет (когда число ступеней равно n , число субракет равно $n-1$), m_n — масса истинной полезной нагрузки. Произведя в равенстве (7) сокращения, найдем

$$p_1 p_2 \dots p_n = \frac{M_0}{m_n} = P,$$

где P — относительная начальная масса многоступенчатой ракеты. Если числа s и z для всех ступеней и субракет одинаковы, а следовательно, одинаковы и числа p для всех субракет, то

$$P = p^n,$$

и мы получаем формулу [1.3]

$$P = \frac{M_0}{m_n} = e^{\frac{v}{w}} \left(\frac{s-1}{s - e^{\frac{v}{nw}}} \right)^n. \quad (8)$$

По этой формуле, задавшись определенным качеством топлива (оно характеризуется скоростью истечения w), совершенством конструкции (s) и зная необходимую для космического полета идеальную скорость v , мы можем найти относительную начальную массу и, следовательно, узнать, какой должна быть начальная масса всей ракеты, если полезная нагрузка составляет величину m_n . Наиболее важное отклонение от реальных условий космической техники при выводе формулы (8) состояло в предположении одинаковости скоростей истечения w и чисел s для всех ступеней. Несмотря на это, мы в дальнейшем будем широко пользоваться формулой (8) для прикидочных оценок начальных масс ракет-носителей, стартующих с земной поверхности, а также космических аппаратов, монтируемых на околоземной орбите.

Формула (8) показывает, что при заданной идеальной скорости v уменьшение числа P может быть достигнуто увеличением конструктивной характеристики s , числа ступеней n или скорости истечения w .

На первом пути еще возможно некоторое продвижение вперед. Особенно это касается ракетных аппаратов, которые будут монтироваться в будущем на околоземных орбитах.

Возможность увеличения числа ступеней ограничена. Невозможно уподобить многоступенчатую ракету складной «матрешке», так как последняя ступень не может иметь сколь угодно малые размеры: существуют такие детали конструкции и системы управления, которые не могут быть чрезмерно малыми. Кроме того, с увеличением числа ступеней ракета конструктивно все более усложняется и надежность ее уменьшается, в то время как выигрыш в скорости (или в полезной нагрузке) уменьшается [1.5]. Ведь даже если бы вся

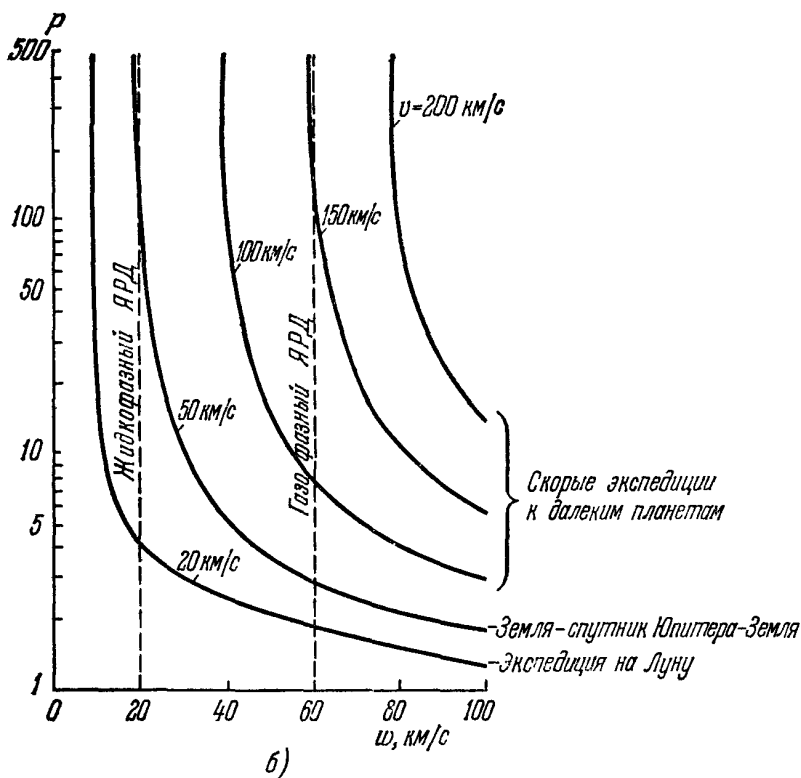
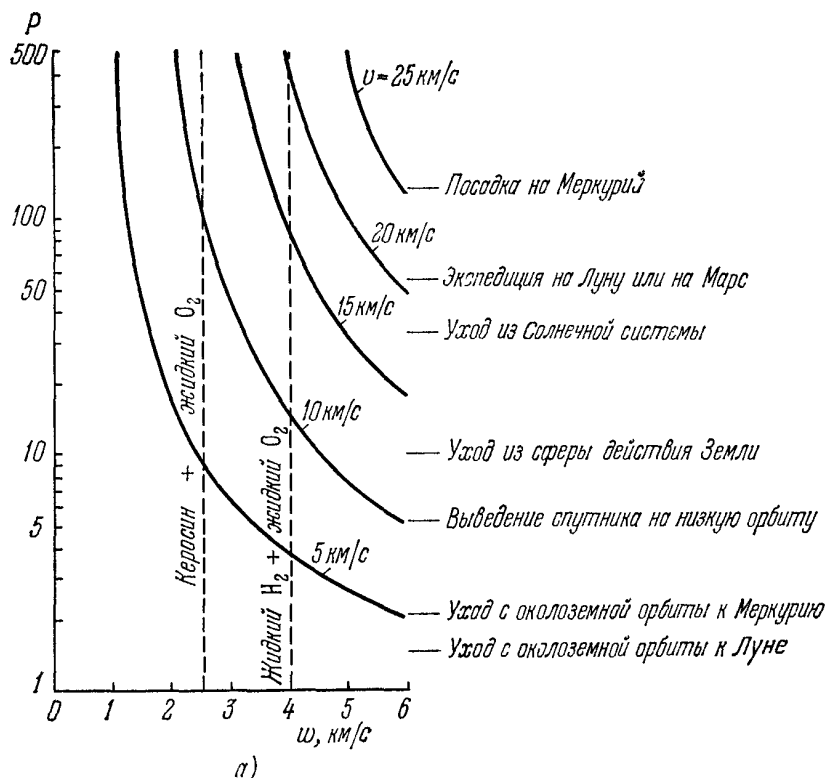


Рис. 4. Зависимость относительной начальной массы P (логарифмический масштаб) от скорости истечения w для различных значений идеальной скорости v при $\epsilon = 15$ в случаях: а) трехступенчатой и б) одноступенчатой ракеты [15].

сухая конструкция была полностью превращена в рабочее тело, то и в этом случае идеальная скорость была бы ограничена.

Из рис. 4, *а* и *б* [1.5], иллюстрирующих формулу (8) для случаев $s=15$, $n=3$ и $s=15$, $n=1$, видно, какую колоссальную выгоду дает увеличение скорости истечения w . При очень больших скоростях истечения (до 100 км/с) становятся возможными такие операции в космосе, которые сейчас кажутся фантастическими. И они осуществляются с помощью одноступенчатых ракет, стартующих непосредственно с поверхности Земли! Пояснительные надписи в правых частях рисунков будут обоснованы в третьей и четвертой частях книги ¹⁾.

В таблице 16 Приложения II приведены значения относительной начальной массы P в зависимости от отношения v/w и от числа n для значений s , равных 15 и 20. Мы в дальнейшем будем часто обращаться к этой таблице, понимая под идеальной скоростью арифметическую сумму V скоростей, приобретаемых полезной нагрузкой на разных этапах полета с учетом потерь, — так называемую *суммарную характеристическую скорость*. Как видно из табл. 17, при малых значениях отношения идеальной скорости к скорости истечения (меньших примерно 1,5) многоступенчатая ракета не дает выигрыша по сравнению с одноступенчатой; при величине отношения 1,5 преимущество двухступенчатой ракеты перед одноступенчатой очень невелико и дальнейшее увеличение числа ступеней вовсе ничего не дает.

§ 4. Термохимические ракетные двигатели

Принцип действия *термохимических* (или просто *химических*) двигателей не сложен: в результате химической реакции (как правило, реакции горения) выделяется большое количество тепла и нагретые до высокой температуры продукты реакции, стремительно расширяясь, с большой скоростью истечения выбрасываются из ракеты.

Химические двигатели относятся к более широкому классу *тепловых (теплообменных) двигателей*, в которых истечение рабочего тела осуществляется в результате его расширения посредством нагревания. Для таких двигателей скорость истечения w в основном зависит от температуры расширяющихся газов и от их среднего молекулярного веса: чем больше температура и чем меньше молекулярный вес, тем больше скорость истечения. С точностью до 10% она пропорциональна $\sqrt{T/M}$, где T — абсолютная температура ²⁾,

¹⁾ Эти надписи заменяют некорректные и малоинформативные надписи в книге [1.4], из которой заимствованы графики.

²⁾ Абсолютная температура (в градусах Кельвина К) больше температуры в градусах Цельсия на 273,16 градуса.

M — средний молекулярный вес [1.6]. Все усилия направляются главным образом на то, чтобы температура T была по возможности больше, а молекулярный вес M — меньше.

Требование высокой температуры расширяющихся газов довольно очевидно, что же касается молекулярного веса, то чем он меньше, тем больший объем при данных температуре и давлении стремится занять газ, т. е. тем больше оказывается скорость истечения. Скорость истечения также зависит, хотя и в меньшей степени, от давления газа в тепловой камере, точнее, от отношения этого давления к давлению газа в выходном сечении (на срезе сопла). Чем больше это отношение, тем больше скорость истечения. Давление газа в камере доходит до десятков атмосфер. При полете за пределами атмосферы это давление (для двигателей верхних ступеней) может не быть таким большим.

Важной характеристикой рабочего тела является его плотность. Чем она больше, тем меньший объем при той же массе занимает рабочее тело и тем, следовательно, меньшие размеры, а значит, и меньшую массу имеют баки для его хранения. К сожалению, требования малого молекулярного веса и большой плотности обычно противоречат друг другу.

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). В этих двигателях горючее (например, керосин, спирт, гидразин, жидкий водород) и окислитель (например, жидкий кислород, азотная кислота, перекись водорода) помещаются в отдельных баках. Совокупность горючего и окислителя называется *ракетным топливом*. С помощью специальных насосов или под давлением горючее и окислитель подаются в *камеру сгорания*. Истечение продуктов сгорания происходит через особой формы раструб, называемый *соплом* (рис. 5). Иногда двигатель может содержать несколько камер (каждая со своим соплом), объединенных общей системой подачи топлива. Многокамерность позволяет, при той же тяге, уменьшать общую длину двигателя и, в конечном счете, облегчить ракету. Четырехкамерными, например, являются советские двигатели РД-107 и РД-108, которые используются в советских ракетах «Восток» с 1957 г. [1.7].

В камерах сгорания современных ракет развивается температура более 4000 К (иногда достигает почти 5000 К) [1.8]. Стенки камеры делаются из особо жаропрочных материалов и подвергаются специальному охлаждению: внутри них по трубкам циркулирует

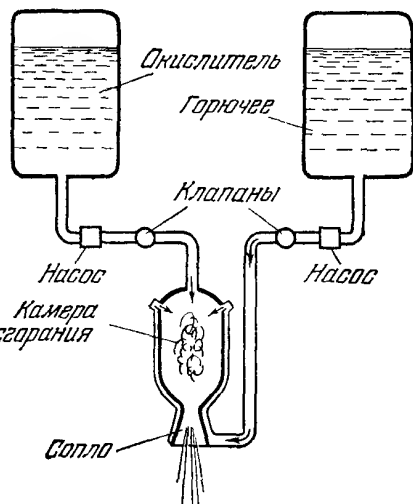


Рис. 5. Схема жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей топлива.

холодное топливо перед поступлением в камеру. Благодаря этому стенки камеры сгорания охлаждаются до 1000 К.

Требование возможно меньшего молекулярного веса продуктов сгорания заставляет химиков искать ракетные топлива, состоящие из химических элементов с небольшим атомным весом (занимающих 10 первых мест в таблице Менделеева, за исключением инертных газов) [1.6]. Теоретические расчеты показывают, что самые выгодные комбинации горючих и окислителей, характеризующиеся сравнительно малым молекулярным весом продуктов сгорания и высокой теплотворностью, при высоких давлениях (до сотен атмосфер) в камере сгорания не смогут дать скорость истечения газов во всяком случае более 4,5—5 км/с, причем предел уже фактически почти достигнут.

В ЖРД нижних ступеней современных ракет-носителей используются, как правило, *углеводородные* горючие (керосины и их производные) и жидкий *кислород* в качестве окислителя; подобные топлива дают скорости истечения порядка 3 км/с и несколько выше (рекорд принадлежит, по-видимому, советскому двигателю РД-119, в котором топливо на кислороде и несимметричном диметилгидразине дает скорость истечения 3,45 км/с). Сочетание же жидкий *водород* + жидкий *кислород* обеспечивает скорость истечения до 4,2 км/с, а замена жидкого кислорода жидким фтором позволит достичь скорости истечения 4,5 км/с [1.9]¹⁾.

Жидкий фтор чрезвычайно трудно использовать из-за его коррозионного действия, ядовитости и возникающей при его применении пожароопасности и опасности для окружающей среды. Однако ожидается, что в будущем может стать возможным использование жидкого фтора на верхних ступенях космических ракет [1.10] и в орбитальных разгонных блоках. Использование жидкого водорода затрудняется тем обстоятельством, что он имеет весьма малую плотность, вследствие чего оказывается велика масса содержащих его баков. Не малы также трудности содержания жидкого водорода при температуре—253 °С [1.8]. В настоящее время кислородно-водородное топливо применяется на верхних ступенях ракет-носителей, где потребное количество водорода может быть не слишком велико.

Наряду с кислородно-керосиновыми и кислородно-водородными топливами находят широкое применение высококипящие топлива, компоненты которых являются жидкостями в обычных условиях. Они, например, используются в советских двигателях РД-214 и РД-216, применяющихся в ракетах серии «Космос». Такие топлива дают меньшую скорость истечения, чем кислородно-керосиновые

¹⁾ Здесь и ниже указываются эффективные скорости истечения в вакууме, которые на 10—30% выше скоростей истечения на уровне моря [1.9]. В литературе иногда указываются и несколько большие значения скоростей истечения для ЖРД, но никогда не превышающие 5 км/с.

топлива, но обладают большей плотностью (скорость истечения для РД-216 равна 2,86 км/с) [1.7, 1.10].

Тяги жидкостных двигателей, уже применяющихся на ракетах, достигают многих сотен тонн. Значительный эффект получается объединением нескольких двигателей в связки.

Самым мощным из построенных до сих пор ракетных двигателей является американский ЖРД F-1. Его тяга составляет в вакууме 793 тс. Двигатель имеет массу около 10 т, максимальный размер (по срезу сопла) составляет 2,9 м. Ежесекундно расходуется около

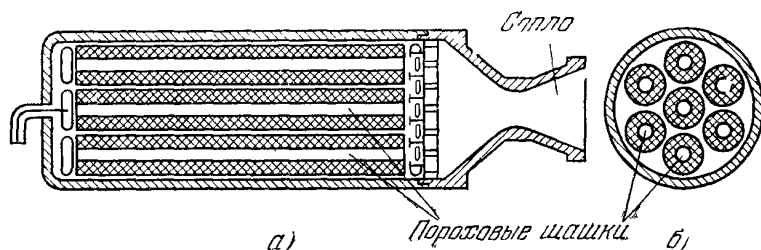


Рис 6. Ракетный двигатель твердого топлива: а) продольный и б) поперечный разрез.

1 т горючего (керосин RP-1) и 2 т окислителя (жидкий кислород); удельный импульс — 260 с. Этот двигатель использовался в лунной ракете-носителе «Сатурн-5».

В США испытывался кислородно-водородный ЖРД М-1 с такой же тягой. Используемый на верхних ступенях ракеты-носителя «Сатурн-5» кислородно-водородный ЖРД J-2 развивает в вакууме тягу до 104,4 тс; скорость истечения равна 4,17 км/с.

Мощные ЖРД (одиночные и в связках) способны сообщить реактивное ускорение, в несколько раз превышающее ускорение свободного падения $g=9,8 \text{ м/с}^2$. Их действие, однако, продолжается лишь несколько минут. При малом секундном расходе рабочего тела другие ЖРД (например, рулевые), работающие в режиме малой тяги, способны действовать несколько часов и создавать ускорения, в десятки раз меньшие g .

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). Твердое топливо горит за счет кислорода, содержащегося в нем самом. РДТТ имеет значительно более простую конструкцию, чем ЖРД. Не нужны ни отдельные баки для горючего и окислителя, ни насосы (рис. 6). В РДТТ оказывается более трудно, чем в ЖРД, регулировать горение, но зато хранение твердых топлив значительно проще, чем жидких (особенно в условиях космического пространства). Удельный вес РДТТ меньше удельного веса ЖРД, и в этом их преимущество. Тяги РДТТ достигают сотен тонн. Время действия — менее минуты.

В начале 1967 г. в США был испытан РДТТ диаметром 6,6 м и длиной 24 м, причем тяга достигла 1600 тс. Считается теоретически возможным создание РДТТ диаметром 15 м, с тягой до 4500 тс [1.8].

Связки огромных РДТТ должны найти широкое применение в качестве первых, стартовых ступеней (бустеров) огромных ракет-носителей. Однако РДТТ никогда не смогут полностью вытеснить ЖРД, так как даже в будущем скорость истечения из них, по-видимому, не сможет превысить 3—3,5 км/с [1.8]. К 1977 г., по опубликованным в США данным, скорость истечения из РДТТ лишь едва достигла 2,7 км/с.

РДТТ небольшой тяги находят применение в качестве тормозных двигателей космических аппаратов. Необычные РДТТ весьма малой тяги используются в системах ориентации и стабилизации. Их «топливо» не сгорает, а представляет собой легко возгоняющееся (сублимирующееся) под действием электрического импульса твердое вещество (микроракетные сублимационные двигатели) [1.8].

Ж Р Д н а с в о б о д н ы х р а д и к а л а х (рекомбинационные двигатели). Так называются теоретически возможные двигатели химического типа, использующие тепловую энергию, выделяющуюся при рекомбинации (восоединении) в молекулы атомов или групп атомов, представляющих собой незаряженные части молекул. Примером такой реакции может служить соединение двух отдельных атомов водорода Н в молекулу водорода Н₂. При реакции развивается огромная температура — около 10 000°C, а молекулярный вес расширяющегося газа минимален. Скорость истечения могла бы теоретически достичь 21 км/с [1.11]. Но чрезмерно высокая температура вынудит разбавлять свободные атомы водорода Н молекулами Н₂, что понизит температуру и уменьшит скорость истечения. Таким путем может быть достигнута скорость истечения около 10 км/с [1.12] (при 50% свободных атомов в смеси). К сожалению, получение и хранение (в «замороженном» состоянии) свободных радикалов в широких масштабах представляет практически неразрешимую проблему из-за дороговизны и взрывоопасности [1.8].

И с п о л ь з о в а н и е в о з д у ш н о - р е а к т и в н ы х д в и г а т е л е й (ВРД). Можно добиться увеличения характеристической скорости ракеты, если в камере сгорания в качестве окислителя будет использоваться кислород атмосферы. Для этого на первой ступени должны быть установлены ВРД (возможно, в сочетании с ЖРД), подобные применяющимся в реактивной авиации. Помимо использования самостоятельных ВРД возможно также подкачивание воздуха из атмосферы в реактивную струю ЖРД или РДТТ [1.8]. Указанные двигательные установки в будущем могут найти применение на орбитальных самолетах.

§ 5. Ядерные тепловые двигатели

Существует много типов двигателей, использующих ядерную энергию. В этом параграфе мы не будем рассматривать двигатели, в которых ядерная энергия предварительно преобразуется в элек-

трическую. Их мы выделим в самостоятельный класс двигателей (см. § 7 настоящей главы), здесь же рассмотрим *ядерные тепловые (ядернотермические) двигатели*. Когда мы будем, для краткости, говорить о *ядерных ракетных двигателях (ЯРД)*, то будем подразумевать под ними тепловые.

Принцип действия этих двигателей почти не отличается от принципа действия химических двигателей. Разница заключается в том, что рабочее тело нагревается не за счет своей собственной химической энергии, а за счет «постороннего» тепла, выделяющегося при внутриядерной реакции. Приблизительная пропорциональность скорости истечения величине $\sqrt{T/M}$ остается в силе. Критерием выбора рабочего тела теперь служит главным образом

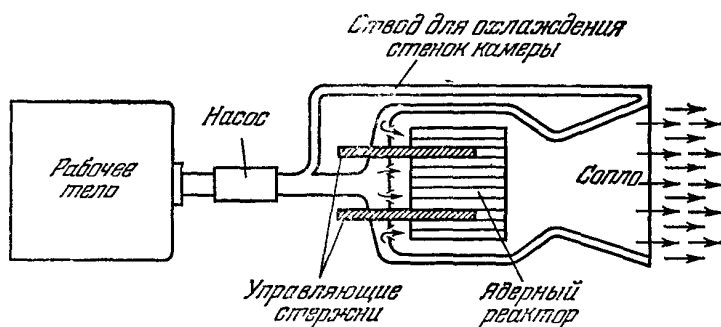


Рис. 7. Схема твердофазного ЯРД.

молекулярный вес M . Поэтому превосходным рабочим телом может служить водород, неплохим будет и вода. Рабочее тело пропускается через ядерный реактор, в котором происходит реакция деления атомных ядер (например, урана), и при этом нагревается.

Понятно, что *твердофазный ядерный реактор* (с твердым ядерным горючим, рис. 7) может нагреть рабочее тело лишь до температуры, меньшей его собственной температуры плавления. Между тем наиболее тугоплавкий материал, из которого могут быть сделаны элементы ядерного реактора, содержащие уран, а именно карбид гафния и тантал, плавится уже при температуре 3900°C [1.13, 1.14]. Превышение температуры превратило бы твердофазный реактор в жидкую массу, охлаждать же ядерный реактор, подобно стенкам камеры, бессмысленно. В проводившихся в США экспериментах температура рабочего тела — водорода была менее 2000°C , а скорость истечения достигала 8 км/с [1.8] (ЯРД «Нерва») ¹⁾. В будущем можно ожидать повышения скорости истечения до 12 км/с и несколько выше [1.9, 1.13].

Температуру рабочего тела можно повысить, если пропускать водород через *жидкофазный ядерный реактор* — через расплавлен-

¹⁾ Работа над ЯРД «Нерва» в США была свернута после затраты 1,4 млрд. долл.

ные соединения урана [1.13, 1.14]. Таким путем можно достичь скорости истечения до 20 км/с [1.9], по другим данным — не выше 12 км/с [1.15].

Наконец, еще большего эффекта можно достичь, пропуская рабочее тело через *газофазный ядерный реактор* [1.8, 1.9, 1.13—1.16]. Предлагаются различные способы предохранения делящегося урана от выбрасывания с рабочим телом, а стенок камеры — от расплавления (температура рабочего тела будет составлять десятки тысяч градусов). Предполагается, что скорость истечения для таких двигателей будет достигать 15—70 км/с, но превышение 30 км/с требует существенного усложнения конструкции — введения холодильников-излучателей [1.15].

Пульсирующие ЯРД [1.13, 1.15, 1.17, 1.18]. В этих двигателях энергия атомного взрыва должна испарять рабочее тело. По проекту «Орион» [1.13] (см. также *Missiles and Rockets*, 14. XII. 1964) космическая ракета диаметром 10 м и массой 90 т после выведения ее на орбиту ракетой-носителем «Сатурн-5» разгоняется посредством ядерных взрывов, производящихся позади мощного стального днища. Достигается скорость истечения 10 км/с при реактивном ускорении 10^{-4} — 10^{-3} g. По проекту фирмы «Мартин» [1.18] взрывы ядерных капсул мощностью, эквивалентной 10 т тринитротолуола, внутри камеры диаметром 40 м должны, испарив 935 т воды, вывести на околоземную орбиту нагрузку 160 т (на нижней ступени используется связка из девяти ЖРД F-1), а в будущем — даже 13 000 т. По некоторым предположениям [1.17] взрывы атомных бомб позволят достичь скорости истечения, в 10 раз большей, чем у химических ракет. Есть и более оптимистичные прогнозы, связанные с использованием термоядерных зарядов. Однако опасность радиоактивного заражения атмосферы и заключение договора о прекращении ядерных испытаний в атмосфере, в космосе и под водой, привели к прекращению финансирования упомянутых проектов в США, хотя двигатель типа «Орион» еще продолжает упоминаться в литературе.

ЯРД на термоядерном синтезе. В этих двигателях используется управляемая реакция объединения (синтеза) атомных ядер, которая является еще не решенной «проблемой номер один» для физики наших дней. Рабочее тело, как предполагают, будет обтекать шнур высокотемпературной дейтериевой плазмы и изгоняться из ракеты со скоростью до 100 км/с, причем реактивное ускорение составит 10^{-4} — 10^{-2} g [1.9, 1.17].

ЯРД на радиоактивном распаде изотопов (рис. 8). При самопроизвольном радиоактивном распаде выделяется тепловая энергия, которую можно использовать для нагревания водорода. После израсходования рабочего тела понадобится (если мы хотим сохранить для будущего использования запас радиоактивных материалов) система охлаждения, так как остановить радиоак-

тивный распад невозможно. Достоинством подобного двигателя является простота конструкции. Скорость истечения для него составит 8—12 км/с, реактивное ускорение — порядка $10^{-3} g$ [1.9].

Рассматривая три последних типа ЯРД, мы столкнулись со случаями, когда двигатели сообщают космическому аппарату крайне малое ускорение — в сотни и даже десятки тысяч раз меньше $g=9,8 \text{ м/с}^2$. Причина этого — в чрезвычайно высоком удельном весе указанных ЯРД. Двигатели такого типа называются *двигателями малой тяги*. Они, конечно, не могут оторвать космический аппарат от поверхности Земли, но оказываются весьма эффективными в космосе.

Как следует из зарубежных публикаций, твердофазные ЯРД, по-видимому, смогут устанавливаться в 80—90-х гг. на верхних ступенях космических ракет. Разработка остальных типов ЯРД может потребовать десятков лет [1.8].

§ 6. Тепловые двигатели с внешним источником энергии

Рассматривавшиеся до сих пор тепловые ракетные двигатели работали за счет химической или ядерной энергии, источник которой находился на борту летательного аппарата и потому отягощал его излишней массой. Теперь мы обратимся к тепловым двигателям, черпающим извне энергию лучевого потока.

В *гелиотермическом двигателе* источником энергии служит Солнце. Концентрируемые с помощью зеркал солнечные лучи используются для непосредственного нагрева рабочего тела — жидкого водорода (рис. 9). Зеркало может представлять собой параболический рефлектор или прозрачную надувную пластмассовую сферу, половина которой посеребрена или алюминизирована, с малой массой [1.15]. Силы тяги таких двигателей будут измеряться килограммами, скорости истечения достигнут 8—12, возможно 15 км/с. Начальные реактивные ускорения будут порядка 10^{-3} — $10^{-2} g$ [1.9, 1.19, 1.20]. По мере удаления от Солнца эффективность гелиотермического двигателя будет быстро уменьшаться.

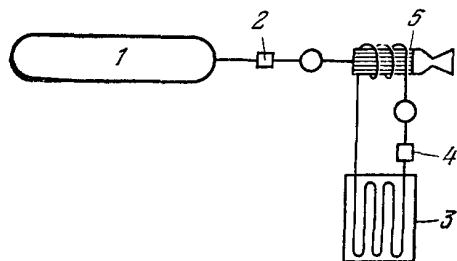


Рис. 8. Схема ЯРД на радиоактивном распаде изотопов [1.20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — изотопный материал, 3 — радиатор системы охлаждения, 4 — насос системы охлаждения, 5 — тяговая камера.

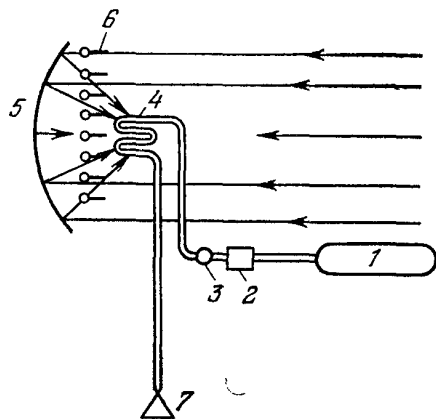


Рис. 9. Схема гелиотермического двигателя [1.20]: 1 — бак с рабочим телом, 2 — насос, 3 — регулятор расхода, 4 — нагреватель, 5 — зеркало, 6 — управляющие шторки, 7 — сопло.

С 1972 г. стали все чаще появляться публикации, в которых разрабатывались различные варианты *лазерных двигателей* [1.21—1.25]. Представим себе лазерный луч, направляемый с поверхности Земли или с борта большой орбитальной станции точно в определенное место космического аппарата — в сопло или специальное боковое отверстие, пройдя которое, он с помощью системы зеркал направляется в камеру. Лазер может работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах. В качестве рабочего тела в разных работах рекомендуются твердые и жидкие топлива, в частности, водород, водород с углеродом, вода с добавлением окислов алюминия (добавки в двух последних случаях — для лучшего поглощения излучения). Наконец, двигатель может быть воздушно-реактивным, а не ракетным, когда разогреву будет подвергаться протекающий через аппарат воздух. Во всех случаях рабочее тело разогревается до состояния плазмы, благодаря чему достигается большая скорость истечения. Мощность внешнего источника энергии в принципе при этом не ограничена, вследствие чего достижимы большие реактивные ускорения. Указываются скорости истечения от 10 до 25 км/с [1.23] и реактивные ускорения в сотни g [1.21]. Предлагалась особая модификация лазерного двигателя специально для космического самолета, при которой использовалось бы магнитогидродинамическое взаимодействие лазерного нагрева и ионизированного скачка уплотнения перед самолетом в уже совершающемся гиперзвуковом полете. Скорость истечения могла бы перед выходом на орбиту достичь 46 км/с [1.25].

§ 7. Электрические ракетные двигатели (ЭРД)

Этот обширный класс двигателей объединяет различные типы двигателей, которые очень интенсивно разрабатываются в настоящее время. Разгон рабочего тела до определенной скорости истечения производится за счет электрической энергии. Энергия получается от атомной или солнечной электростанции, находящейся на борту космического корабля (в принципе даже от химической батареи). Мыслимы многочисленные типы бортовых энергетических установок [1.8, 1.9, 1.18].

Схемы разрабатываемых электрических двигателей чрезвычайно разнообразны. Мы рассмотрим три основные группы электрических двигателей [1.8, 1.9, 1.18], различающиеся по способу, с помощью которого происходит выброс рабочего тела из ракеты. (Возможны, однако, и иные способы классификации электрических двигателей [1.19].)

Электротермические двигатели. Эти двигатели, как и все рассматривавшиеся нами до сих пор, относятся к тепловым. Нагретое до высокой температуры рабочее тело (водород) превращается в плазму — электрически нейтральную смесь

положительных ионов и электронов. Методы электрического нагрева могут быть различны: нагрев в электрической дуге (рис. 10), с помощью вольфрамовых нагревательных элементов, посредством электрического разряда и другие [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27]. При

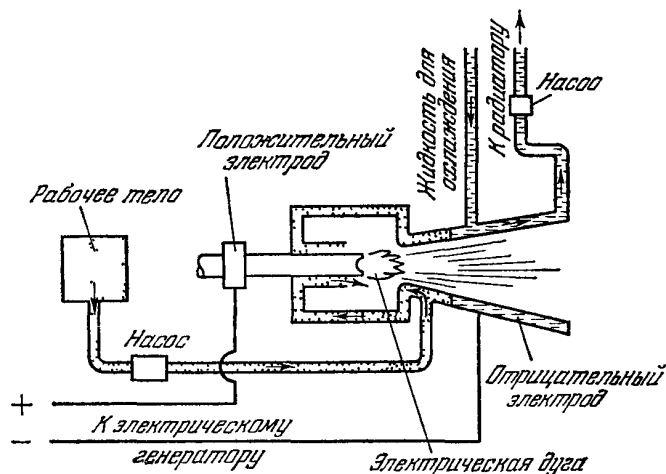


Рис. 10. Схема электродугового двигателя

лабораторных испытаниях электродуговых двигателей достигнута скорость истечения порядка 15—20 км/с. Если удастся осуществить магнитную изоляцию плазмы от стенок тяговой камеры, температура плазмы сможет быть очень высока и скорость истечения доведена до 100 км/с. Реактивные ускорения в электротермических двигателях будут порядка 10^{-4} — 10^{-2} g [1.13, 1.19, 1.20].

Первый в мире электротермический двигатель был разработан в 1929—1933 гг. в Советском Союзе под руководством В. П. Глушко в знаменитой Газодинамической лаборатории [1.18, 1.28].

Электростатические (ионные) двигатели [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27, 1.29]. В этих двигателях мы впервые сталкиваемся с разгоном рабочего тела «холодным» путем. Частицы рабочего тела (пары легко ионизуемых металлов, например рубидия или цезия) теряют свои электроны в ионизаторе и разгоняются до большой скорости в электрическом поле. Чтобы электрический заряд струи заряженных частиц позади аппарата не препятствовал дальнейшему истечению, эта струя нейтрализуется вне его выбрасыванием отнятых у атомов электронов (рис. 11).

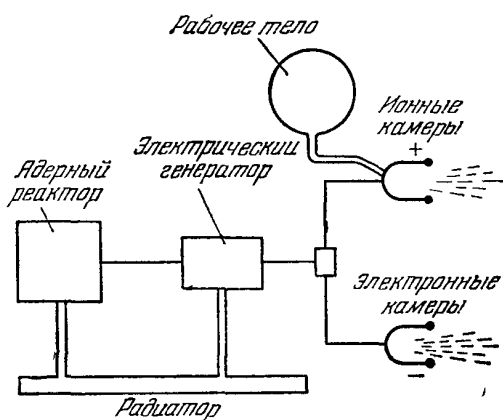


Рис. 11. Принципиальная схема ионного двигателя [1.27]

В ионном двигателе не существует температурных ограничений. Поэтому в принципе возможно достижение сколь угодно больших скоростей истечения, вплоть до приближающихся к скорости света [1.9]. Однако слишком высокие скорости истечения приходится исключить из рассмотрения, так как они потребовали бы огромной

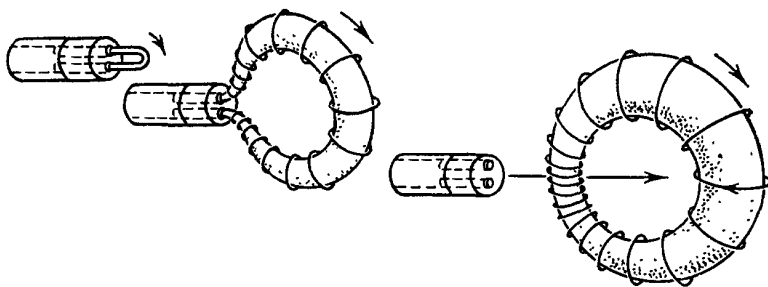


Рис. 12. Схема образования движущихся плазмоедов в «импульсном» плазменном двигателе [1.18].

мощности электростанции на борту корабля. При этом масса двигательной установки возросла бы гораздо сильнее, чем тяга, и в результате сильно бы снизилось реактивное ускорение. Цель космического полета, его продолжительность, качество энергетической установки определяют наилучшую, оптимальную для данной задачи скорость истечения. Она находится, по мнению одних авторов, в пределах 10—200 км/с [1.29], по мнению других, 50—600 км/с [1.20], 50—1000 км/с [1.13]. Ионные двигатели будут способны сообщать реактивное ускорение порядка 10^{-5} — $10^{-3} g$ [1.20].

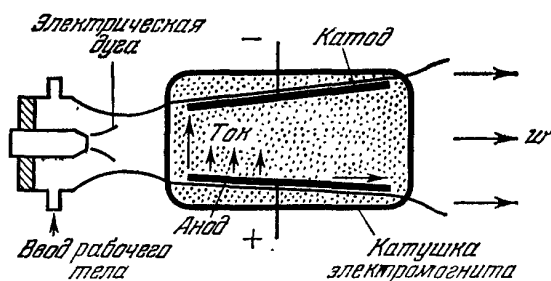


Рис. 13. Схема магнитогиродинамического двигателя со скрещенными полями.

Большие надежды возлагаются некоторыми специалистами на особый тип электростатических двигателей — коллоидные двигатели. В этих двигателях ускоряются большие заряженные молекулы и даже группы молекул или пылинки диаметром около 1 микрона [1.29].

Магнитогиродинамические (электродинамические, электромагнитные, магнитоплазменные, «плазменные») двигатели [1.8, 1.9, 1.18—1.20, 1.26, 1.27]. Эта группа двигателей объединяет огромное разнообразие схем, в которых плазма разгоняется до некоторой скорости истечения изменением магнитного поля или взаимодействием электрического и магнитного полей. Конкретные методы разгона плазмы, а также ее получения весьма различны. В плазменном двигателе (рис. 12) сгусток плазмы («плазмоед») разгоняется магнитным давлением [1.8, 1.19]. В «двигателе со скрещенными электрическим и магнитным полями» (рис. 13) через плазму, поме-

щенную в магнитное поле, пропускается электрический ток (плазма — хороший проводник), и в результате плазма приобретает скорость (подобно проволоочной рамке с током, помещенной в магнитном поле) [1.9, 1.18]. Оптимальная скорость истечения для магнитогидродинамических двигателей, вероятно, будет порядка 50—200 км/с при реактивном ускорении 10^{-5} — 10^{-3} g.

В лабораторных испытаниях магнитогидродинамических двигателей достигнуты скорости истечения до 200 км/с [1.9].

Следует отметить, что во многих случаях отнести двигатель к тому или иному классу бывает затруднительно.

Электрические двигатели с забором рабочего тела из верхней атмосферы [1.9]. Летательный аппарат, движущийся в верхних слоях атмосферы, может использовать разреженную внешнюю среду в качестве рабочего тела для электрического двигателя. Подобный электрический двигатель аналогичен воздушно-реактивному двигателю в классе химических двигателей. Поступающий через воздухозаборник газ может использоваться в качестве рабочего тела или непосредственно, или после накопления (и, возможно, сжижения) его в баках. Возможен также вариант, при котором в баках одного летательного аппарата будет накапливаться рабочее тело и перекачиваться затем в баки другого аппарата.

Важным преимуществом всех типов электрических двигателей является простота регулировки тяги. Серьезной трудностью — необходимостью освобождения от избытка тепла, выделяемого ядерным реактором. Этот избыток не уносится рабочим телом и не отдается окружающей среде, которая практически отсутствует в мировом пространстве. Освободиться от него можно лишь с помощью радиаторов, имеющих большую поверхность.

В 1964 г. в США было проведено первое успешное испытание в течение 31 мин ионного двигателя, установленного на контейнере, запущенном на баллистическую траекторию. В реальных условиях космоса ионные и плазменные двигатели были впервые испытаны на советском корабле «Восход-1» и советской станции «Зонд-2», запущенных в 1964 г. («Зонд-2» — в сторону Марса) [1.28]; наряду с обычными они использовались в системах ориентации. В апреле 1965 г. ионный двигатель на жидком цезии испытывался вместе с ядерным реактором «Снеп-10А» на американском спутнике Земли, развивая тягу 0,9 гс (вместо 3,6 гс). Цезиевые ионные двигатели с расчетной регулируемой тягой 0,002—0,009 гс и электротермические двигатели, использующие в качестве рабочего тела жидкий аммиак и развивающие тягу до 0,02 гс, испытывались с переменным успехом на спутниках серии ATS, запускавшихся в США с 1966 г.

В 1966—1971 гг. в СССР проводились эксперименты по программе «Янтарь». 4 ионосферных лаборатории запускались на высоту до 400 км по баллистическим траекториям, причем испытывались

плазменно-ионные двигатели на аргоне (40 км/с), азоте (120 км/с), воздухе (140 км/с) [1.9]. (В скобках указаны скорости истечения.)

В 1970 г. были испытаны на орбите по американской программе «Серт-2» два ртутных ионных двигателя, каждый с максимальной тягой 0,028 Н, удельным импульсом 4240 с (см. § 8 гл. 5). Двигатели отказали, проработав один более 3800 ч, а другой более 2000 ч, из-за эрозии электродов.

В феврале 1972 г. были проведены на одном из спутников серии «Метеор» успешные испытания двух советских стационарных плазменных двигателей принципиально новой схемы, тяги которых составляли около 2 гс.

С 1974 г. ЭРД разного типа успешно служат на американских спутниках серий ATS, LES, «Интелсат» и др.

Во всех случаях энергия черпается от солнечных батарей.

§ 8. Парусные системы

Известно, что солнечный свет оказывает давление на освещенные части тел. Идея использования этой силы истинно космического характера давно привлекала интерес, но впервые была серьезно исследована в 1924—1925 гг. советским ученым Ф. А. Цандером [1.30].

В случае, если свет отвесно падает на п о л н о с т ь ю п о г л о щ а ю щ у ю его поверхность «абсолютно черного» тела, он на расстоянии от Солнца 149,6 млн. км (радиус орбиты Земли) оказывает

на нее давление, равное $p_0 = 0,464 \cdot 10^{-6}$ кгс/м², т. е. около 0,5 мгс на квадратный метр, или $4,55 \cdot 10^{-6}$ Н/м².

Представим себе теперь развернутую в мировом пространстве очень тонкую пластмассовую пленку большой площади (сотни метров в поперечнике), покрытую тонким слоем отражающего материала (например, алюминия или серебра). Такая двигательная система, не являющаяся ракетной, называется *солнечным парусом*.

Допустим, что парус — плоский, имеет площадь S и солнечные лучи падают на него под некоторым углом θ (рис. 14). Тогда падающий лучевой поток создает тягу $F' = p_0 S \cos \theta$, направленную в ту же сторону, что и солнечные лучи. Если парус п о л н о с т ь ю о т р а ж а е т лучевой поток, то отраженный поток создает допол-

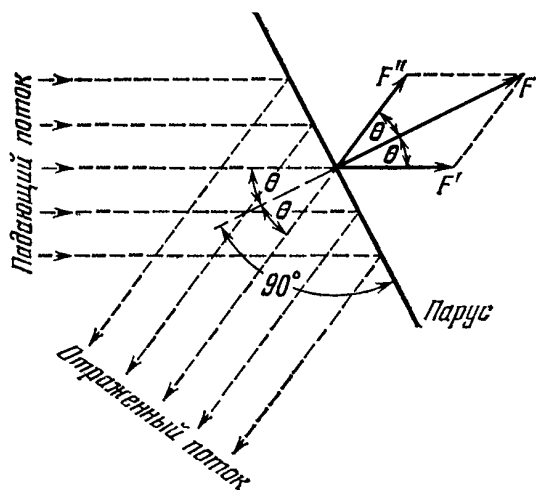


Рис. 14. Схема плоского солнечного паруса.

нительную тягу F'' , в точности равную F' по величине и отклоненную от перпендикуляра к парусу на тот же угол θ (так как «угол падения равен углу отражения»). Из параллелограмма (точнее ромба) сил легко находится полная тяга: она равна $F = 2p_0 S \cos^2 \theta$ и направлена перпендикулярно к плоскости паруса. Так как освещенность обратно пропорциональна квадрату расстояния от источника света, то на расстоянии R от Солнца тяга плоского паруса при полном отражении равна $F = 2p_0 S (R_0/R)^2 \cos^2 \theta$, где R_0 — радиус орбиты Земли, а остальные обозначения — прежние ¹⁾. Если парус не является плоским, то необходимо найти отдельные («элементарные») векторы тяги на разных участках поверхности и определить их общую векторную сумму («интегрирование по поверхности»).

При неполном отражении вектор тяги отклонен ближе к направлению солнечных лучей. При полном поглощении солнечных лучей тяга будет направлена в ту же сторону, что и солнечный свет (как бы ни был расположен и какую бы форму ни имел парус). При полном или частичном поглощении возникают проблемы, связанные с нагревом паруса.

Ожидается, что солнечный парус сможет сообщить ускорения порядка $10^{-5} \div 10^{-3} g$ [1.20, 1.30]. С удалением от Солнца ускорение будет быстро падать. Специфической особенностью солнечного паруса является зависимость величины создаваемой им тяги от ее направления.

По американским данным в середине 80-х гг. станет возможным создание пленок толщиной 2 мкм и меньше [1.31]. Опасность перегрева пленки считается разрешимой проблемой. Очень серьезной проблемой является выбор метода разворачивания паруса и его формы. В США рассматриваются две возможных конструкции паруса: квадратная пленка, натянутая на развернутый трубчатый каркас, и так называемый роторный парус (эквивалентный по площади квадратному), нечто вроде вращающего мельничного колеса, 12 лопастей которого имеют каждая 7500 м в длину и 8 м в ширину. Лопасты натянуты с помощью центробежных сил, что и гарантирует устойчивость конструкции [1.31, 1.32]. Главное препятствие для перехода к завершающему этапу разработки солнечного паруса — финансовый риск, связанный с невозможностью проведения наземных испытаний: сила тяжести разрушит любую пригодную конструкцию и даже не позволит развернуть парус.

Можно, однако, создать некое подобие парусной двигательной системы, которая будет свободна от указанного недостатка. Покроем пластмассовую пленку с одной стороны тонким слоем радиоактивного изотопа полония, излучающего альфа-частицы (протоны) [1.9].

¹⁾ Дополнительное давление, составляющее примерно 2% от светового (точнее, электромагнитного) излучения Солнца, оказывает его корпускулярное излучение.

Мы получим парус, не отражающий постороннее излучение, а обладающий своим собственным односторонним излучением (излучение в противоположную сторону поглощается материалом пленки). По существу, такой *изотопный парус* представляет собой ракетный двигатель с почти постоянной тягой и практически не расходуемой массой.

Для нейтрализации реактивной струи, как и у ионного двигателя, придется подводить к ней электроны. Скорость истечения для изотопного паруса может составить 80 000 км/с, причем с каждого квадратного метра площади может быть получена тяга $2,6 \cdot 10^{-6}$ кгс [1.9].

§ 9. Фотонный (квантовый) ракетный двигатель

Солнечный парус называют иногда «фотонным двигателем», так как солнечные лучи представляют собой поток фотонов. Но может быть создан фотонный двигатель, отличающийся от солнечного паруса тем, что источник электромагнитного излучения находится на борту космического аппарата (поэтому такой двигатель является действительно ракетным двигателем, в отличие от солнечного паруса).

Простейшей «фотонной ракетой» может служить обыкновенный карманный фонарик. Будучи включен, он, находясь вдали от небесных тел, по истечении некоторого промежутка времени приобрел бы определенную скорость в направлении, противоположном отбрасываемому лучу. Если угодно, может рассматриваться в качестве фотонного двигателя и параболическая антенна бортового радиопередатчика или радиолокатор космического аппарата, также дающие направленное излучение.

Фотонный двигатель имеет смысл рассматривать, по-видимому, в основном как средство межзвездных перелетов. Межзвездная фотонная ракета, если она когда-нибудь сможет быть создана, будет, вероятно, отбрасывать луч света за счет превращения вещества в излучение. Возможно, что это будет происходить посредством соединения вещества и антивещества [1.33].

§ 10. Классификации двигательных систем

В заключение нашего краткого обзора космических двигательных систем мы приведем сводную таблицу (табл. 1) всех типов двигателей, составленную на основе цитированных выше источников. Технические подробности, описания уже существующих и разрабатываемых двигателей читатель найдет в специальных книгах [1.8, 1.9, 1.18, 1.33].

С точки зрения механики космического полета и методов математического исследования все двигательные системы могут быть

разбиты на три категории [1.9], группирующие классы, указанные в табл. 1.

К первой категории относятся все тепловые двигатели (термохимические, ядерные, гелиотермический, лазерный). Они характеризуются тем, что скорости истечения не могут превосходить некоторого предела; этот предел определяется верхней температурой, которую еще могут выдержать стенки камеры без того, чтобы двигатель разрушился. Такие системы могут быть названы *двигательными системами с ограниченной скоростью истечения*.

Ко второй категории относятся электрические двигательные системы, которые характерны наличием отдельного источника энергии, определяющего их эффективность. Они называются *системами ограниченной мощности*.

Наконец, к третьей категории относятся парусные системы, эффект действия которых определяется размерами паруса, а следовательно, максимально возможной тягой. Такие системы называют *системами с ограниченной тягой*.

Перечисленные названия категорий систем указывают на те главные ограничения, которые должны быть учтены при проектировании космической операции; от них зависит использование тех или иных математических методов решения задачи.

Обычно мы будем подразделять все типы двигателей на две группы, резко отличающиеся друг от друга по двум показателям: времени действия и величине реактивного ускорения.

Химические и ядерные двигатели с твердо-, жидко- и газофазным реакторами действуют (или будут действовать) в течение лишь нескольких минут, пока вследствие значительного секундного расхода массы не израсходуется запас рабочего тела. При этом создается реактивное ускорение, в несколько раз превышающее ускорение свободного падения g ($g=9,8 \text{ м/с}^2$), что позволяет совершить старт с земной поверхности. В исключительных случаях ¹⁾ тяга может быть мала, но реактивное ускорение будет не ниже $10^{-2} g$, а продолжительность действия не превысит несколько часов.

После окончания действия химического двигателя весь остальной полет, продолжающийся несколько десятков часов в направлении Луны и несколько месяцев в направлении ближайших планет, носит пассивный, *баллистический* характер, напоминая полет артиллерийского снаряда.

При этом *активный участок траектории*, на котором работает двигатель, имеет несколько сотен километров в длину, а *пассивный участок* — сотни тысяч (при полете к Луне) или сотни миллионов (при полете к планетам) километров. В конце активного участка космическому аппарату как бы сообщается толчок — импульс,

¹⁾ Например, в будущем — при старте с орбитальной станции (см. части III и IV).

Таблица 1. Космические двигательные системы [1.8—1.27, 1.33]

Класс двигателей	Тип двигателя	Источник энергии	Отбрасываемая среда или лучи
Термохимические	ЖРД	Рабочее тело	Газообразные продукты химической реакции
	РДТТ	» »	
	На свободных радикалах	» »	
Ядерные (ЯРД)	Твердофазный	Ядерное «горючее»	Диссоциированный газ
	Жидкофазный	» »	То же
	Газофазный	» »	» »
	Пульсирующий	Ядерные взрывы	Плазма
	Термоядерный	Синтез ядер	Плазма
	Радиоизотопный	Радиоактивный распад	Диссоциированный газ
Тепловые с внешним источником энергии	Гелиотермический	Солнце	Диссоциированный газ
	Лазерный	Наземная установка	Плазма
Электрические (ЭРД)	Электротермический	} Ядерный реактор, Солнце или химическая батарея	Плазма
	Электростатический		»
	Магнитогидродинамический		»
Парусные	Солнечный парус	Солнце	Фотоны
	Изотопный парус	Радиоактивный распад	Альфа-частицы
	Фотонный	Аннигиляция	Фотоны

Скорость истечения, км/с	Сообщаемое ускорение, в единицах $g=9,8 \text{ м/с}^2$	Область использования и состояние разработки	
		в настоящее время	в будущем
$2 \div 4,5$ $2 \div 3$ $10 \div 15$	$1 \div 8$; в режиме малой тяги $10^{-2} \div 10^2$	Запуски спутников, полеты к Луне и планетам Лабораторные эксперименты	Главным образом в орбитальных самолетах Лунные и межпланетные экспедиции
$8 \div 12$ $12 \div 20$ $15 \div 70$ 10 $\left\{ \begin{array}{l} 10 \div 100 \\ 10\,000 \\ 8 \div 12 \end{array} \right.$	$\left\{ \begin{array}{l} 1 \div 8(?)$; в особых случаях $10^{-2} \div 10^1 (?)$ $10^{-4} \div 10^{-3} (?)$ $\left\{ \begin{array}{l} 10^{-4} \div 10^{-2} \\ 10^{-1} \div 10^0 \\ 10^{-5} \div 10^{-2} \end{array} \right.$	Наземные испытания $\left\{ \begin{array}{l} \text{Лабораторные эксперименты} \\ \text{Только идея} \end{array} \right.$ $\left\{ \begin{array}{l} \text{Теоретическая разработка} \end{array} \right.$	$\left\{ \begin{array}{l} \text{Межорбитальные транспортные аппараты, лунные и межпланетные экспедиции} \\ \text{Межпланетные (межзвездные) зонды (?)} \\ \text{Межпланетные экспедиции} \\ \text{Межпланетные зонды (?)} \end{array} \right.$
$4 \div 8$ 10	$10^{-3} \div 10^{-2}$ $10^0 \div 10^2$	Теоретическая разработка	Межпланетные зонды Выведение на низкие орбиты; разгонные орбитальные блоки
$15 \div 20$ $50 \div 600$ $50 \div 100$	$10^{-4} \div 10^{-2}$ $10^{-5} \div 10^{-3}$ $10^{-5} \div 10^{-3}$	Коррекция орбит спутников, эксперименты в космосе	Доставка грузов на стационарную орбиту и на Луну, межпланетные зонды и экспедиции
— 80 000	$10^{-5} \div 10^{-3}$ $4 \cdot 10^{-5}$	Эксперименты в 80-х годах	Межпланетные зонды, доставка грузов на стационарную орбиту
300 000	~ 1	Только идея	Полеты к звездам

делающий возможным достижение цели. Поэтому подобного рода перелеты иногда называют *импульсными* и даже *многоимпульсными*, если химический двигатель на пути к цели включается несколько раз. Поэтому же иногда называют импульсными и сами химические двигатели и ракеты.

Нетрудно понять, как важна роль активного участка траектории, несмотря на его малую длину и кратковременность. Активный участок является участком разгона (*участком выведения на траекторию*). Успех всего перелета, совершаемого с помощью импульсной ракеты, в огромной степени (если не полностью) зависит от того, насколько точно совершалось активное движение, насколько точно были соблюдены в конце участка разгона величина и направление расчетной скорости. Поэтому важнейшее значение имеет точность системы управления на активном участке. На пассивном участке движение по траектории является вовсе неуправляемым, если исключить исправления (коррекции) траектории посредством кратковременного включения двигателя.

Электрические, гелиотермические и некоторые перспективные типы ядерных двигателей (см. § 5), а также солнечный и изотопный парусы являются *двигателями непрерывного действия*, так как при малом секундном расходе они работают непрерывно в течение многих недель и месяцев¹⁾. Их реактивное ускорение имеет порядок 10^{-5} — $10^{-2} g$, и, следовательно, они не могут оторвать космический

Таблица 2. Сравнение двух групп космических двигателей

Двигатели импульсного действия (большой тяги)	Двигатели непрерывного действия (малой тяги)
Продолжительность действия — минуты или секунды Большое реактивное ускорение (несколько g) Малые скорости истечения ($3 \div 30$ км/с) Могут действовать в атмосфере и в вакууме Старт с поверхности планет возможен Короткий активный участок (сотни километров и меньше) Очень длинный пассивный участок Скорость в конце участка выведения близка к идеальной скорости (разница не более 20%)	Продолжительность действия — недели и месяцы Малое реактивное ускорение ($10^{-5} \div 10^{-2} g$) Большие скорости истечения (до сотен и тысяч км/с) Действуют только в вакууме Старт с поверхности планет невозможен Длинный активный участок (миллионы, сотни миллионов километров) Пассивный участок после старта может отсутствовать Скорость в конце активного участка в два или более раз меньше идеальной

¹⁾ Фотонные двигатели звездолетов мы исключили из рассмотрения.

аппарат от земной поверхности. Впрочем, и действие их может начаться лишь в условиях глубокого вакуума мирового пространства. Стартовыми площадками для двигателей непрерывного действия, или *двигателей малой тяги*, могут служить лишь искусственные спутники. Действуя в течение долгого времени, малая тяга может переместить в выбранном направлении полезную нагрузку, значительно превышающую полезную нагрузку импульсных ракет. Это объясняется большой скоростью истечения для двигателей малой тяги.

Для наглядности в табл. 2 сведены характеристики двух групп космических двигателей.

В этой главе вскользь упоминались некоторые факты из истории развития ракетного двигателестроения. Читатель найдет многие подробности и очень интересный фактический материал в богато иллюстрированной брошюре В. П. Глушко [1.28], подытоживающей примерно до середины 1973 г. успехи советской ракетной техники и космонавтики, а также некоторые наиболее выдающиеся достижения США. В ней приводятся технические характеристики мощных советских ЖРД и ракет-носителей. Много сведений из области космических ракетных двигателей, топлив, систем управления, конструкций, материалов, организации наземных служб можно почерпнуть из живо и ярко написанного пособия В. И. Феодосьева [1.2] и из издания «Космонавтика (малая энциклопедия)» [1.34].

Глава 2

СВОБОДНЫЙ ПОЛЕТ В ПОЛЯХ ТЯГОТЕНИЯ

§ 1. Силы, действующие на космический аппарат в полете

В предыдущей главе мы познакомились с используемыми в космонавтике двигательными системами. Теперь мы знаем, каким путем создается большая или малая тяга, приводящая космический аппарат в движение. Но, кроме силы тяги, на космический аппарат действуют еще и другие, природные, силы. Если мы хотим знать, как будет двигаться в мировом пространстве космический аппарат, или, что еще более важно, хотим определенным образом спроектировать космический полет, то должны учесть все действующие силы.

Важнейшей из природных сил, действующих на космический аппарат, является *сила всемирного тяготения*. Силы тяготения (или силы притяжения, или гравитационные силы, что одно и то же) между материальными телами (в частности, между небесными телами и космическим аппаратом) подчиняются открытому великим Ньютоном *закону всемирного тяготения*. Этот закон гласит: *всякие две материальные точки притягиваются друг к другу с силами, прямо пропорциональными массам точек и обратно пропорциональными квадрату расстояния между ними*, или, в математической форме,

$$F = f \frac{m_1 m_2}{r^2}. \quad (1)$$

Здесь F — величина обеих сил притяжения, m_1 и m_2 — массы притягивающихся материальных точек, r — расстояние между ними, f — коэффициент пропорциональности, называемый *постоянной тяготения* (*гравитационной постоянной*). Если измерять массу в килограммах (кг), силу — в ньютонах (Н), а расстояние — в метрах (м), то, как показывают точные измерения, постоянная тяготения равна $6,672 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/(\text{кг} \cdot \text{с}^2)$.

Заметим, что в отличие от *инертной* массы, фигурирующей во втором законе Ньютона, здесь речь идет о *тяготеющей* (*гравитационной*) массе. Весь человеческий опыт (наука, техника, повседневная жизнь) подтверждает эквивалентность, пропорциональность этих двух видов масс. При соответствующем подборе гравитацион-

ной постоянной (как это выше и сделано) их можно считать попросту равными.

На различных этапах космического полета различное значение может иметь воздействие среды, в которой происходит движение. Очень важную роль играет атмосфера, особенно когда движение происходит в ее нижних, плотных слоях. Силы, действующие со стороны атмосферы на космический аппарат, называются *аэродинамическими*. В верхней, разреженной части атмосферы аэродинамические силы также должны приниматься во внимание, если исследуется длительное движение спутников. Однако чрезвычайно разреженная среда, заполняющая межпланетное пространство (в одном кубическом сантиметре там содержится всего лишь несколько сот атомов), практически не оказывает никакого влияния на движение космических объектов и ни в каких расчетах не учитывается.

В межпланетном пространстве важную роль может играть *давление солнечного излучения*, которое совершенно незаметно в повседневной жизни. Если масса космического аппарата невелика, а поверхность, на которую давят солнечные лучи, значительна, то действием этого фактора в течение длительного промежутка времени пренебрегать нельзя. Но в большинстве случаев можно пренебречь и солнечным давлением.

Остается, пожалуй, еще возможность столкновения в космосе с метеоритом. Но удары мелких метеоритов на траектории космического аппарата не сказываются (они, правда, могут изменить его ориентацию в пространстве), а встреча с крупным метеоритом маловероятна; к тому же она должна привести к катастрофическим последствиям, делающим бессмысленным изучение дальнейшего движения объекта. Впрочем, удары крупных метеоритов непредсказуемы, а значит, их и невозможно учесть.

Наконец, на космический аппарат в мировом пространстве действуют электрические и магнитные силы, но они в основном оказывают влияние не на движение аппарата по траектории, а на его вращение вокруг собственного центра масс (центра тяжести).

§ 2. Задача *n* тел и метод численного интегрирования

Как мы видели, пассивное движение космического аппарата в мировом пространстве происходит в основном под действием сил притяжений небесных тел — Земли, Луны, Солнца, планет. Положение этих тел непрерывно изменяется, причем их движение, как и движение космического аппарата, происходит под действием сил всемирного тяготения. Таким образом, мы сталкиваемся с необходимостью решения задачи о движении большого числа небесных тел (в том числе искусственного небесного тела — космического аппарата) под действием сил взаимного притяжения. Такая задача

носит в небесной механике название *задачи n тел*. Говорят о «задаче пяти тел», «задаче трех тел» и т. д.

Решение этой задачи в общем случае встречает колоссальные математические трудности. Даже задача трех тел решена лишь для нескольких частных случаев.

К счастью, в космодинамике задача n тел имеет особый характер. В самом деле, космический аппарат, как разъяснялось в § 2 Введения, не оказывает практически никакого влияния на движение небесных тел. Такой случай в небесной механике известен как *ограниченная задача n тел*. При ее решении движение Солнца, Земли, Луны и планет является заданным, так как оно прекрасно изучено астрономами и предсказывается ими на много лет вперед (вспомним, с какой точностью, например, предсказываются солнечные и лунные затмения). Это намного облегчает решение задач космодинамики.

Расстояния от космического аппарата до Солнца, Земли, Луны и планеты в любой момент известны, массы всех этих тел также известны, а значит, известны по величине и направлению и ускорения, сообщаемые небесными телами космическому аппарату. В самом деле, если масса небесного тела M , а масса космического аппарата m , то гравитационное ускорение a_r , сообщаемое аппарату, равно силе притяжения $f \frac{Mm}{r^2}$, деленной на массу m , т. е.

$$a_r = \frac{fM}{r^2}. \quad (2)$$

Таким образом, *гравитационное ускорение зависит только от расстояния между притягивающимися телами и от массы притягивающего тела, но не зависит от массы притягиваемого тела*. Из этого простого утверждения, как мы увидим, будут вытекать очень важные следствия.

Сейчас же для нас только важно, что в любой момент по формуле (2) мы можем вычислить гравитационное ускорение, сообщаемое космическому аппарату каждым небесным телом в отдельности, а значит, можем вычислить (путем векторного сложения) и суммарное ускорение. Зная величину и направление начальной скорости космического аппарата, можно, учитывая вычисленное ускорение, рассчитать положение и скорость аппарата через небольшой промежуток времени, например через секунду. Для нового момента нужно будет заново вычислить ускорение и затем рассчитать следующее положение аппарата и его скорость и т. д. Таким путем шаг за шагом можно проследить все движение космического аппарата. Единственная неточность этого метода заключается в том что приходится в течение каждого небольшого промежутка времени (шага расчета) считать ускорение при вычислениях неизменным, в то время как оно перемененно. Но точность расчета можно как угод-

но повысить, уменьшив шаг. Конечно, при этом резко возрастает и количество вычислений.

Описанная процедура называется *численным интегрированием*.

Завершив численное интегрирование, мы скорее всего обнаружим, что космический аппарат прилетел совсем не в ту точку мирового пространства, куда нам было нужно. Поэтому придется перебрать много всевозможных начальных скоростей, прежде чем будет найдена подходящая траектория перелета. Столь сложная вычислительная задача может быть успешно решена путем использования быстродействующих электронных вычислительных машин. Но недостаток метода численного интегрирования в том, что он не дает рецепта, как выбирать, если не точно, то хотя бы приближенно, нужную начальную скорость. Ниже мы укажем выход из положения, а сейчас займемся специфическим явлением, характерным именно для свободного полета в полях тяготения одного или многих небесных тел.

§ 3. Невесомость

Представим себе космический корабль, свободно движущийся в мировом пространстве, после того, как в некоторый момент (после завершения разгона) ему было придано поступательное (т. е. не вращательное) движение. При поступательном движении все точки тела имеют одинаковые скорости. Представим себе, что корабль состоит из разрозненных деталей. Можно утверждать, что если на корабль действуют одни лишь силы притяжения небесных тел, то скорости различных деталей и в дальнейшем будут одинаковыми, так как хотя они и изменяются, но изменяются в одинаковой степени. Это произойдет потому, что гравитационные ускорения, как говорилось выше, не зависят от масс деталей, расстояния же деталей от центра небесного тела можно считать практически одинаковыми в силу того, что размеры корабля ничтожно малы по сравнению с этими расстояниями.

Отсюда следует, что и траектории отдельных деталей будут одинаковыми, т. е. детали не разойдутся в пространстве. Ясно поэтому, что давление между отдельными деталями будет отсутствовать (это можно доказать и строго математически, исходя из уравнений механики), т. е. будет отсутствовать характерный признак состояния *весомости*. Космонавт не будет давить на кресло, в котором он сидит, висячая лампа не будет натягивать шнур и т. п. (*безопорное состояние*).

Мало того, предмет, помещенный внутри кабины (например, карандаш, выпущенный из пальцев космонавта), никуда не упадет, так как его скорость и ускорение будут теми же, что и скорость и ускорение всех других деталей корабля. Он не сможет ни догнать какую-нибудь стенку кабины, ни отстать от нее. Понятия пола

и потолка исчезнут. Падения тел внутри корабля не будет происходить. *Притяжение Земли (или другого небесного тела) не будет вмешиваться в перемещения предметов относительно корабля.*

Но это значит, что будет отсутствовать столь привычное в нашей повседневной жизни проявление сил притяжения. Оно будет отсутствовать только потому, что космонавт движется, падает вместе с кораблем и карандашом, мы же на поверхности Земли этой возможности лишены.

Таким образом, невесомость на космическом корабле возникает, как это ни парадоксально может показаться, именно потому, что в свободном полете гравитационные силы имеют полную свободу проявления, так как *отсутствуют какие-либо внешние поверхностные силы, действующие на корабль. Наличие же внешних поверхностных сил* (силы сопротивления среды, силы реакции опоры или подвеса) — *обязательное условие существования состояния весомости.*

Итак, *тело, свободно и поступательно движущееся под влиянием одних лишь сил тяготения, всегда находится в состоянии невесомости*¹⁾. Примеры: корабль в мировом пространстве; падающий лифт (при обрыве троса); человек, совершающий прыжок, между моментом отрыва от Земли и моментом приземления (сопротивлением воздуха при этом можно пренебречь).

Теперь, когда мы выяснили природу невесомости, уместно будет внести некоторые поправки. Мы все время имели в виду, что гравитационные ускорения отдельных деталей почти (но не в точности) одинаковы, так как расстояния отдельных деталей от притягивающего тела (например, Земли) **примерно** одинаковы. Фактически все эти неточности ничтожны. Перепад гравитационных ускорений (*градиент гравитации*) в области пространства, занятой космическим кораблем, ничтожен. Например, на высоте 230 км над поверхностью Земли земное гравитационное ускорение уменьшается на $2,77 \cdot 10^{-6}$ м/с² на каждый метр высоты. Когда космический корабль длиной 5 м располагается вдоль линии, направленной на центр Земли, его нижний конец получает ускорение на 0,00015% больше, чем верхний. И все же эта ничтожная величина, если бы корабль и в самом деле представлял собой «грудку разрозненных деталей», привела бы в конце концов к расползанию их в пространстве. Но так как корабль фактически представляет собой единое целое, то градиент гравитации лишь стремится развернуть и удержать его вдоль линии, направленной на центр Земли.

Градиент гравитации сильнее сказывается на телах, имеющих значительные размеры. В частности, градиент лунного и меньший по величине градиент солнечного притяжений вызывают приливы в земных океанах.

¹⁾ Значение требования поступательности движения будет выяснено в дальнейшем (см. § 3 гл. 7). Подробнее о рассматриваемых вопросах см. [1.35].

Таким образом, нарушения невесомости, вызванные наличием градиента гравитации (т. е., по существу, неоднородностью поля тяготения), приводят не к «частичной невесомости», а к совершенно особому состоянию. В состоянии свободного полета в поле тяготения тела несколько (весьма и весьма слабо) растянуты в радиальном направлении.

Из сказанного вытекает, что никакая измерительная аппаратура на борту космического аппарата не способна измерить интенсивность гравитации (т. е. гравитационное ускорение), на каком бы расстоянии от небесного тела аппарат ни находился. Но измерить *разность* гравитационных ускорений в точках космического аппарата, разделенных некоторым расстоянием (при достаточно больших размерах аппарата), в принципе возможно, хотя для этого и требуются чрезвычайно чувствительные приборы — *акселерометры*, о которых еще речь впереди (см. § 3 гл. 3). Поскольку эта разность различна в разных точках гравитационного поля, то, измерив ее, можно при заданном поле вычислить для навигационных целей расстояние до небесного тела.

§ 4. Центральное поле тяготения

Описанной в § 2 громоздкой процедуры подбора нужной космической траектории можно избежать, если задаться целью примерно наметить путь космического аппарата. Оказывается, что для сравнительно точных расчетов нет нужды учитывать действующие на космический аппарат силы притяжения всех небесных тел или даже сколько-нибудь значительного их числа.

Когда космический аппарат находится в мировом пространстве *вдали от планет*, достаточно учитывать притяжение одного лишь Солнца, потому что гравитационные ускорения, сообщаемые планетами (вследствие больших расстояний и относительной малости их масс), ничтожно малы по сравнению с ускорением, сообщаемым Солнцем.

Допустим теперь, что мы изучаем движение космического объекта *вблизи Земли*. Ускорение, сообщаемое этому объекту Солнцем, довольно заметно: оно примерно равно ускорению, сообщаемому Солнцем Земле (около $0,6 \text{ см/с}^2$); естественно было бы его учитывать, если нас интересует движение объекта относительно Солнца (учитывается же ускорение Земли в ее годовом движении вокруг Солнца!). Но если нас интересует движение космического объекта *относительно Земли*, то притяжение Солнца оказывается сравнительно малосущественным. Оно не будет вмешиваться в это движение аналогично тому, как притяжение Земли не вмешивается в относительное движение предметов на борту корабля-спутника. То же касается и притяжения Луны, не говоря уже о притяжениях планет.

Вот почему в космонавтике оказывается весьма удобным при примерных расчетах («в первом приближении») почти всегда рассматривать движение космического аппарата под действием одного притягивающего небесного тела, т. е. исследовать движение в рамках *ограниченной задачи двух тел*. При этом удастся получить важные закономерности, которые совершенно ускользнули бы от нашего внимания, если бы мы решились изучать движение космического аппарата под влиянием всех действующих на него сил.

Будем считать небесное тело однородным материальным шаром или по крайней мере шаром, состоящим из вложенных друг в друга однородных сферических слоев (так примерно обстоит дело для Земли и планет). Математически доказывается, что такое небесное тело притягивает так, будто бы вся его масса сосредоточена в его центре ¹⁾. Такое поле тяготения называется *центральной* или *сферическим*.

Будем изучать движение в центральном поле тяготения космического аппарата, получившего в начальный момент, когда он находился на расстоянии r_0 от небесного тела ²⁾, скорость v_0 (r_0 и v_0 — *начальные условия*). Для дальнейшего воспользуемся законом сохранения механической энергии, который справедлив для рассматриваемого случая, так как поле тяготения является потенциальным; наличием же негравитационных сил мы пренебрегаем. Кинетическая энергия космического аппарата равна $mv^2/2$, где m — масса аппарата, а v — его скорость. Потенциальная энергия в центральном поле тяготения выражается формулой (выводить ее мы не будем)

$$\Pi = - \frac{fMm}{r},$$

где M — масса притягивающего небесного тела, а r — расстояние от него космического аппарата; потенциальная энергия, будучи отрицательной, увеличивается с удалением от Земли, обращаясь в нуль на бесконечности. Тогда закон сохранения полной механической энергии запишется в следующем виде:

$$\frac{mv_0^2}{2} - \frac{fMm}{r_0} = \frac{mv^2}{2} - \frac{fMm}{r}.$$

Здесь в левой части равенства стоит сумма кинетической и потенциальной энергий в начальный момент, а в правой — в любой другой момент времени. Сократив на m и преобразовав, мы напомним *интеграл энергии* — важную формулу, выражающую скорость v косми-

¹⁾ Это неявно предполагалось, когда мы говорили о задаче n тел. Под расстоянием до небесного тела подразумевалось и будет дальше подразумеваться расстояние до его центра.

²⁾ В дальнейшем для краткости мы будем вместо «небесное тело» говорить «Земля».

ческого аппарата на любом расстоянии r от центра притяжения:

$$v^2 = v_0^2 - \frac{2fM}{r_0} \left(1 - \frac{r_0}{r} \right), \quad (3)$$

или

$$v^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \left(1 - \frac{r_0}{r} \right), \quad (3a)$$

где $K=fM$ — величина, характеризующая поле тяготения конкретного небесного тела (*гравитационный параметр*). Для Земли $K=3,986005 \cdot 10^5$ км³/с², для Солнца $K=1,32712438 \cdot 10^{11}$ км³/с².

§ 5. Траектории в центральном поле тяготения

Путь, описываемый космическим аппаратом (точнее, его центром масс) в пространстве, называется *траекторией* или *орбитой*. Все многообразные формы траекторий можно разделить на четыре группы.

1) **Прямолинейные траектории.** Если начальная скорость равна нулю, то тело начинает падение в направлении к центру по прямой линии. Движение по прямой линии будет и в том случае, если начальная скорость направлена точно к центру притяжения¹⁾ или в прямо противоположном направлении, т. е. если скорость радиальна¹⁾. Во всех остальных случаях прямолинейное движение невозможно (исключение представляет гипотетический случай движения с бесконечно большой скоростью).

2) **Эллиптические траектории.** Если начальная скорость направлена не радиально, то траектория уже не может быть прямолинейной, так как искривляется притяжением Земли. При этом она лежит целиком в плоскости, проведенной через начальное направление скорости и центр Земли.

Если начальная скорость не превышает некоторой величины, то траектория представляет собой *эллипс*, причем центр притяжения находится в одном из его фокусов (рис. 15). Если эллиптическая орбита не пересекает поверхности притягивающего небесного тела, космический аппарат является его *искусственным спутником*.

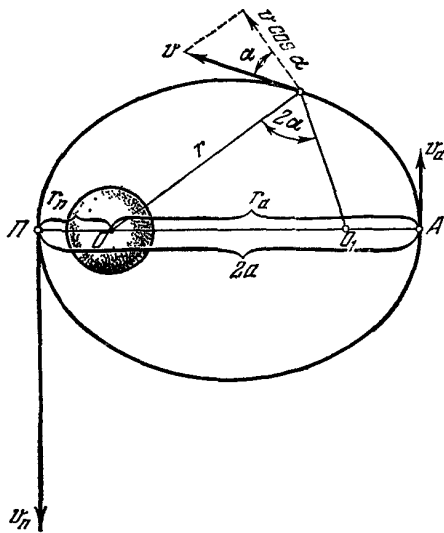


Рис. 15. Эллиптическая орбита.

¹⁾ Радиальное направление совпадает с вертикальным, если пренебречь сплюснутостью Земли и считать ее поле тяготения центральным.

Расстояние между вершинами эллипса называется *большой осью* ¹⁾. Половина большой оси («большая полуось») принимается за *среднее расстояние спутника* от небесного тела и обозначается буквой a . Скорость v и расстояние r спутника от центра притяжения в любой момент времени (в частности, в начальный) связаны со средним расстоянием a зависимостью (приводим ее без доказательства)

$$v^2 = K \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right). \quad (4)$$

Период обращения P искусственного спутника вычисляется по формуле

$$P = \frac{2\pi \sqrt{a^3}}{\sqrt{K}} = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} a^{3/2} \quad (5)$$

или

$$P = C \sqrt{a^3}, \quad (5a)$$

где $C = 2\pi/\sqrt{K}$ — определенное число для каждого небесного тела.

Отношение расстояния между фокусами к длине большой оси называется *эксцентриситетом* эллипса и обозначается буквой e .

Из формулы (4) видно, что чем больше начальная скорость, тем больше большая ось орбиты и тем больше, в соответствии с формулой (5), период обращения. При этом для одного и того же r_0 при направленных в разные стороны скоростях одинаковой величины v_0 получаются орбиты с одинаковыми периодами обращения и большими осями.

Ближайшая и наиболее удаленная от центра притяжения точки эллипса (Π и A на рис. 15) называются соответственно *перигентром* и *апоцентром*, а прямая линия, их соединяющая, *линией апсид*.

Для конкретных притягивающих центров эти точки носят специальные названия. Так, если притягивающим телом является Земля, то перигентр и апоцентр называются соответственно *перигеем* и *апогеем*; если Солнце — *перигелием* и *афелием*; если Луна — *периселением* и *апоселением*. Скорость в перигее (v_{Π}) максимальна, в апогее (v_A) — минимальна, причем эти две скорости связаны соотношением

$$v_{\Pi} r_{\Pi} = v_A r_A, \quad (6)$$

где r_{Π} и r_A — расстояния в перигее и апогее. Скорости в перигее и апогее перпендикулярны к направлениям на центр Земли. Для

¹⁾ В соответствии с определением эллипса сумма расстояний любой его точки от фокусов равна большой оси эллипса. Этим свойством эллипса удобно пользоваться при его вычерчивании.

всех остальных точек эллипса верно соотношение

$$vr \cos \alpha = v_{\Pi} r_{\Pi} = v_a r_a \quad (7)$$

или

$$vr \cos \alpha = v_0 r_0 \cos \alpha_0 \quad (7a)$$

(нули в индексах указывают начальные величины). Здесь в левых частях стоят произведения расстояний r на трансверсальные составляющие скорости $v \cos \alpha$, т. е. на проекции скорости на перпендикуляр к радиальному направлению¹⁾ (рис. 15).

Если умножить левые и правые части равенства (6), (7) или (7a) на массу m космического аппарата, то легко убедиться, что эти равенства выражают закон сохранения момента количества движения космического аппарата. Моментом количества движения относительно какой-либо точки (в данном случае относительно центра притяжения) в механике называется произведение количества движения mv на величину перпендикуляра, опущенного из точки на линию, указывающую направление скорости (в данном случае величина этого перпендикуляра равна $r \cos \alpha$).

Рассмотрим практически важные случаи, когда начальные скорости трансверсальны (рис. 16). При этом, очевидно, начальная точка N_0 должна быть перигеем или апогеем. Первое будет в том случае, когда начальная скорость достаточно велика (больше некоторой величины), чтобы спутник мог начать удаляться от Земли на пути к апогею (орбита 1 на рис. 16). Второе будет в случае, когда скорость меньше той же величины (орбита 2); при этом, очевидно, возможно падение на Землю (если перигей окажется под земной поверхностью или ниже плотных слоев атмосферы). «Пограничным» является случай, когда начальная скорость такова, что спутник не поднимается и не опускается, т. е. описывает *круговую орбиту 3* (частный случай эллиптической) с постоянной круговой скоростью $v_{кр}$.

Радиус круговой орбиты r равен большой полуоси a . Из формулы (4)

$$v_{кр}^2 = \frac{K}{r}, \text{ или } v_{кр} = \sqrt{\frac{K}{r}}. \quad (8)$$

Из последней формулы, зная K для Земли, легко найти круговую скорость для любого расстояния r от ее центра или для

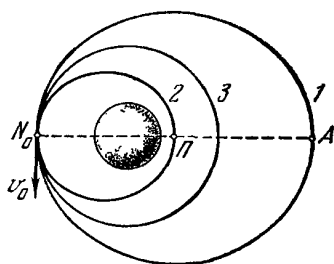


Рис. 16. Эллиптические орбиты при трансверсальных начальных скоростях: 1 — внешняя, 2 — внутренняя, 3 — круговая.

¹⁾ Трансверсальное направление совпадает с горизонтальным, если пренебречь сплюснутостью Земли.

любой высоты h над земной поверхностью ($h=r-r^*$, где $r^*=6371$ км — средний радиус Земли).

В частности, у поверхности Земли ($r=r^*$, $h=0$) круговая скорость равна 7,910 км/с. Эту величину называют *первой космической скоростью*.

Из-за наличия земной атмосферы круговая орбита вблизи земной поверхности фактически неосуществима. Поэтому более верно было бы называть первой космической скоростью круговую

скорость на высоте, где спутник способен совершить хотя бы один оборот, т. е. на уровне примерно 160 км. С другой стороны, орбита на высоте 200 км зачастую принимается как некая стандартная при теоретических подсчетах [1.4, 1.36, 1.37]. При $h=200$ км круговая скорость равна 7,788 км/с и некоторыми авторами принимается за «первую космическую» [1.4]¹⁾.

Если записать формулу (4) для начального момента времени, а именно:

$$v_0^2 = K \left(\frac{2}{r_0} - \frac{1}{a} \right), \quad (9)$$

то нетрудно заметить, что с увеличением начальной скорости v_0 большая полуось a также увеличивается. На рис. 17 показаны эллиптические орбиты при различных величинах трансверсальной начальной скорости, сообщаемой у поверхности Земли.

Из формулы (9) видно, что по мере того, как v_0^2 приближается к постоянной

величине $2K/r_0$, большая полуось a стремится к бесконечности.

3) **Параболические траектории.** Эллиптическая орбита, у которой «апогей находится в бесконечности», не является уже, конечно, эллипсом. Двигаясь по такой траектории, космический аппарат бесконечно далеко уходит от центра притяжения, описывая разомкнутую линию — *параболу* (рис. 17). По мере удаления аппарата его скорость приближается к нулю.

Приняв в формуле (3) скорость в бесконечности равной нулю ($r=\infty$, $v=0$), мы найдем такую величину начальной скорости v_0 ,

¹⁾ В литературе иногда не делают различия между круговой (на любой высоте) и первой космическими скоростями, что приводит к недоразумениям. Круговую скорость у поверхности любого небесного тела некоторые авторы называют нулевой круговой скоростью [1.37]. Таким образом, первая космическая скорость есть нулевая круговая скорость для Земли.

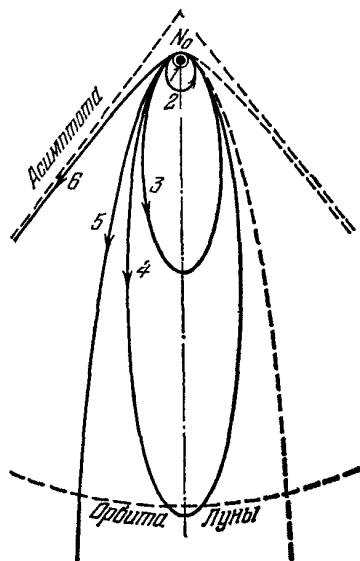


Рис. 17. Орбиты при различных трансверсальных начальных скоростях v_0 : 1 — круговая ($v_0=7,910$ км/с); 2, 3, 4 — эллиптические при $v_0=10,0, 11,0, 11,1$ км/с; 5 — параболическая (11,186 км/с); 6 — гиперболическая (12,0 км/с).

которая обеспечивает возможность рассматриваемого движения. Получим

$$v_0^2 = \frac{2K}{r_0},$$

или

$$v_0 = v_{\text{осв}} = \sqrt{\frac{2K}{r_0}}. \quad (10)$$

Вычисленная по формуле (10) величина называется *параболической скоростью* или *скоростью освобождения*. Получив такую скорость, космический аппарат движется по параболе и уже не возвращается к центру притяжения, как бы освобождаясь от оков тяготения. Когда скорость (10) сообщается в вертикальном направлении, траекторией является прямая линия, но и в этом случае скорость называют параболической. Между скоростью освобождения и круговой скоростью в любой точке существует простая зависимость

$$v_{\text{осв}} = v_{\text{кр}} \sqrt{2}, \text{ или } v_{\text{осв}} \approx 1,414 v_{\text{кр}}. \quad (11)$$

Значение скорости освобождения (параболической скорости) у поверхности Земли ($r=r^*=6371$ км) носит название *второй космической скорости* и составляет 11,186 км/с. На высоте $h=200$ км $v_{\text{осв}}=11,015$ км/с.

Воспользовавшись формулой (10), мы можем теперь записать основную формулу (3) для скорости в центральном поле тяготения так:

$$v^2 = v_0^2 - v_{\text{осв}0}^2 \left(1 - \frac{r_0}{r}\right). \quad (12)$$

4) Г и п е р б о л и ч е с к и е т р а е к т о р и и. Если космический аппарат получит скорость v_0 , превышающую параболическую, то он, разумеется, также «достигнет бесконечности», но при этом будет двигаться уже по линии иного рода — *гиперболе*. При этом скорость аппарата в бесконечности (v_∞) уже не будет равна нулю. Физически это означает, что по мере удаления аппарата его скорость будет непрерывно падать, но не сможет стать меньше величины v_∞ , которую можно найти, приняв в формуле (12) $r=\infty$. Получим

$$v_\infty^2 = v_0^2 - v_{\text{осв}0}^2. \quad (13)$$

Величину v_∞ называют по-разному: *остаточная скорость*, *гиперболический избыток скорости* и т. п.

Гиперболическая траектория вдали от центра притяжения становится почти неотличимой от двух прямых линий, называемых *асимптотами гиперболы*. На большом расстоянии от центра притяжения гиперболическую траекторию приближенно можно считать прямолинейной.

Для гиперболических и параболических орбит справедливы, как и для эллиптических орбит, формулы (7) и (7а).

В заключение заметим, что пассивное движение в центральном поле тяготения часто называют *кеплеровым движением*, а эллиптические, параболические и гиперболические траектории объединяются общим названием *кеплеровых орбит* по имени немецкого ученого Иоганна Кеплера (1571—1630), впервые установившего эллиптическую форму орбит планет, указавшего законы их движения (фактически — формулы (5) и (7)) и тем самым положившего начало небесной механике как науке.

Всегда важно помнить, что любая кеплерова орбита расположена в плоскости, проходящей через центр притяжения. Положение этой плоскости в пространстве не изменяется.

Полная механическая энергия для всех точек некоторой кеплеровой орбиты есть величина постоянная. Для параболической орбиты она всюду равна нулю, так как в этом случае в бесконечности равны нулю и кинетическая энергия, и потенциальная. Для любой эллиптической орбиты она отрицательна (так как эллиптическая скорость меньше параболической), а для любой гиперболической — положительна. В последнем случае величина v_{∞}^2 представляет собой *удвоенную полную механическую энергию, приходящуюся на единицу массы* космического аппарата (для краткости ее часто называют просто «энергией запуска» или «удельной энергией», забывая о коэффициенте 2).

§ 6. Неограниченная задача двух тел

До сих пор мы рассматривали ограниченную задачу двух тел, предполагая, что масса космического объекта настолько мала, что притяжение им центрального тела никак не сказывается на движении центрального тела. В случае, однако, естественных небесных тел дело обстоит не так. Центральное тело под действием другого тела совершает некоторое движение, которое, естественно, отражается на движении второго тела, которое, в свою очередь, действует на центральное тело, и т. д. Оказывается, что в конечном счете *оба тела совершают кеплеровы движения относительно общего центра масс (барицентра) с равными периодами обращения*, определяемыми по формуле (5), справедливой для ограниченной задачи двух тел, но величина K в этой формуле теперь имеет значение $K=f(M+m)$, а под величиной a следует понимать *сумму полуосей обеих орбит*.

В новой интерпретации формула (5) получает простой физический смысл.

Изобразим на чертеже (рис. 18, а) эллиптические орбиты двух тел с массами M и m . Для конкретности примем $M=2m$, что может соответствовать, скажем, случаю двойной звезды. Оба тела опи-

сывают вокруг своего барицентра C , как вокруг фокуса, подобные эллипсы (с равными эксцентриситетами), оставаясь все время на прямой, проходящей через барицентр, по разные его стороны. Масса t описывает эллипс вдвое большего размера, чем масса M .

Рассмотрим теперь то же явление с точки зрения наблюдателя, находящегося на большой звезде M . Для него звезда M

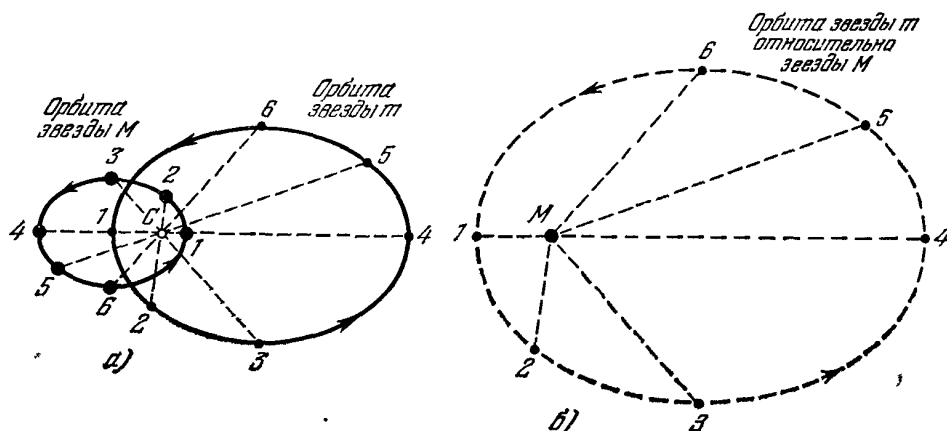


Рис. 18. Траектории движения звезд t и M при соотношении масс $M=2t$: а) барицентрические; б) относительно звезды M . Одновременные положения звезд обозначены одинаковыми цифрами.

неподвижна. Взяв с рис. 18, а для каждого момента времени расстояния звезды t от M и отложив их в соответствующем направлении, мы получим *орбиту звезды t относительно M* (рис. 18, б). Легко убедиться, что большая ось этой орбиты равна сумме больших осей орбит обеих звезд в их барицентрическом движении (рис. 18, а).

Тело t движется относительно тела M так, как двигалось бы по той же орбите тело с пренебрежимо малой массой, если бы центральное притягивающее тело имело массу $M+t$. Сказанное касается и периода обращения по относительной орбите, и соответствующей орбитальной скорости. Для обеих величин сохраняют свою силу формулы (4) и (5), в которых $K=f(M+t)$.

В небесной механике в большинстве случаев имеет смысл рассматривать не абсолютное движение («движение в барицентрической системе координат»), а относительное движение. Так поступают при изучении движения естественных спутников планет; в частности, обычно рассматривают относительное, геоцентрическое, движение Луны вокруг Земли и реже — ее барицентрическое движение. Выражаясь строго математически, *геоцентрическое движение* есть движение в системе координат с началом в центре Земли и неизменно направленными осями («направленными на неподвижные звезды»), *барицентрическое движение* — движение в также невращающейся системе координат с началом в барицентре

(для случая Земли и Луны $M=81,30 m$, барицентр располагается внутри Земли на среднем расстоянии 4671 км от ее центра при среднем расстоянии от Земли до Луны 384 400 км).

§ 7. Сфера действия и приближенный метод расчета траекторий

Кеплерово движение космического аппарата в точности никогда не может осуществляться. Притягивающее небесное тело не может обладать точной сферической симметрией, и, следовательно, его поле тяготения не является, строго говоря, центральным. Необходимо учитывать притяжение других небесных тел и влияние иных факторов. Но кеплерово движение настолько просто и так хорошо изучено, что бывает удобно даже при отыскании точных траекторий не отказываться полностью от рассмотрения кеплеровой орбиты, а по возможности уточнить ее. Кеплерова орбита рассматривается как некая опорная орбита, но учитываются *возмущения*, т. е. искажения, которые орбита претерпевает от притяжения того или иного тела, светового давления, сплюснутости Земли у полюсов и т. д. Такое уточненное движение называют *возмущенным движением*, а соответствующее кеплерово движение — *невозмущенным*.

Возмущения орбиты могут вызываться не только природными силами. Их источником может быть также двигатель малой тяги (например, электроракетный или солнечно-парусный), помещенный на борту космического аппарата или спутника Земли.

Остановимся несколько подробнее на том, как вычисляются *гравитационные возмущения* со стороны небесных тел. Рассмотрим, например, возмущение Солнцем геоцентрического движения космического аппарата. Его учет совершенно аналогичен учету градиента земной гравитации при рассмотрении движений относительно спутника Земли (§ 3 настоящей главы).

Пусть космический аппарат находится на линии Земля — Солнце на расстоянии 500 000 км от Земли и 149 100 000 км от Солнца (среднее расстояние Земли от Солнца составляет 149 600 000 км). По формуле (2) в § 2 гл. 2 и значениям величины $K=f/M$, приведенным в § 4 гл. 2, мы можем вычислить гравитационные ускорения космического аппарата от Земли и от Солнца. Первое из них равно $1,594 \cdot 10^{-6}$ км/с², второе — $5,970 \cdot 10^{-6}$ км/с². Ускорение от Солнца оказалось больше, чем ускорение от Земли. Это, однако, не значит, что аппарат уйдет от Земли и будет захвачен Солнцем. В самом деле, ведь нас интересует геоцентрическое движение аппарата, а вмешательство Солнца в это движение выражается возмущением, которое может быть вычислено как разность между тем ускорением, которое Солнце сообщает аппарату, и тем, которое оно сообщает Земле. Первое мы уже вычислили, а второе равно

$5,930 \cdot 10^{-6}$ км/с². Значит, возмущающее ускорение равно всего лишь $(5,970 - 5,930) \cdot 10^{-6} = 0,040 \cdot 10^{-6}$ км/с², или 2,5% ускорения, сообщаемого Землей. Как видим, вмешательство Солнца в «земные дела», в геоцентрическое движение совсем невелико (рис. 19).

Допустим теперь, что нас интересует движение аппарата относительно Солнца — *гелиоцентрическое движение*. Теперь главным, «центральным» гравитационным ускорением является ускорение от Солнца $5,970 \cdot 10^{-6}$ км/с², а возмущающим — разность между ускорением, сообщаемым Землей аппарату, и ускорением, сообщаемым Землей Солнцу. Первое равно $1,594 \cdot 10^{-6}$ км/с², а второе составляет ничтожную величину $0,00001781 \cdot 10^{-6}$ км/с², т. е.

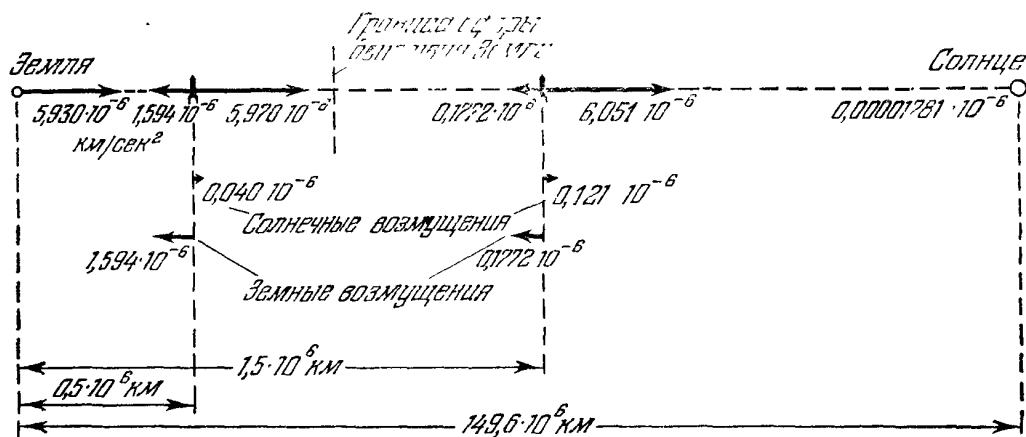


Рис. 19. Расчет возмущений от Земли и от Солнца.

Земля почти не действует на Солнце, и гелиоцентрическое движение аппарата можно попросту считать абсолютным, а не относительным (этого и следовало ожидать ввиду колоссальности массы Солнца). Итак, возмущающее ускорение равно все той же величине $1,594 \cdot 10^{-6}$ км/с², т. е. составляет 26,7% главного, «центрального» ускорения — от Солнца. Вмешательство Земли в «солнечные дела» оказалось довольно существенным!

Теперь ясно, что гораздо больше оснований рассматривать движение космического аппарата, находящегося в выбранной нами точке пространства, как кеплерово движение относительно Земли, чем как кеплерово движение относительно Солнца. В первом случае мы не учтем возмущение, составляющее 2,5%, а во втором — 26,7% от «центрального» ускорения.

Если мы теперь расположим космический аппарат в точке на линии Земля — Солнце на расстояниях 1 500 000 км от Земли и 148 100 000 км от Солнца, то обнаружим обратную картину (предоставляем читателю самому проделать необходимые расчеты). В этом случае возмущение Солнцем геоцентрического движения составляет 68,3% ускорения, сообщаемого Землей, а возмущение Землей гелиоцентрического движения не составляет и 3% уско-

рения, сообщаемого Солнцем. Очевидно, разумнее считать теперь аппарат находящимся во власти Солнца и рассматривать его движение как кеплерово с фокусом в центре Солнца.

Аналогичные рассуждения и расчеты могут быть проделаны для всех точек пространства (при этом для точек, не лежащих на прямой Земля — Солнце, придется брать векторную разность ускорений). Каждая точка при этом будет отнесена или к некоторой области, окружающей Землю, где выгоднее рассматривать геоцентрическое движение, или ко всему остальному пространству, где кеплеровы траектории будут гораздо более точны, если за центр притяжения принять Солнце.

Математический анализ показывает, что граница указанной области очень близка к сфере (несколько приплюснутой со стороны Солнца и «припухлой» с противоположной стороны). Принято для простоты расчетов считать эту область в точности сферой и называть *сферой действия Земли*.

Радиус сферы действия планеты может быть вычислен по формуле, пригодной для любых двух тел и определяющей радиус *сферы действия тела с малой массой m* (например, планеты) *относительно тела с большой массой M* (например, Солнца):

$$\rho = a \left(\frac{m}{M} \right)^{2/5}, \quad (14)$$

где a — расстояние между телами [1.38, 1.39].

Радиус сферы действия Земли относительно Солнца равен 925 000 км, сферы действия Луны относительно Земли — 66 000 км, Солнца относительно Галактики (вся масса которой предполагается сосредоточенной в ее ядре) — 60 000 а. е.¹⁾ $\approx 9 \cdot 10^{12}$ км [1.40], т. е. около 1 светового года (1 св. год = 63 000 а. е.).

При переходе космического аппарата через границу сферы действия приходится переходить от одного центрального поля тяготения к другому. В каждом поле тяготения движение рассматривается, естественно, как кеплерово, т. е. как происходящее по какому-либо из конических сечений — эллипсу, параболе или гиперболе, причем на границе сферы действия траектории по определенным правилам сопрягаются, «склеиваются» (как это делается, мы увидим в третьей и четвертой частях книги). В этом заключается приближенный метод расчета космических траекторий, который иногда называют *методом сопряженных конических сечений*.

Единственный смысл понятия сферы действия заключается именно в границе разделения двух кеплеровых траекторий. В частности, сфера действия планеты вовсе не совпадает с той областью

¹⁾ 1 а. е. (астрономическая единица) — среднее расстояние Земли от Солнца ($149,6 \cdot 10^6$ км).

пространства, в которой планета способна вечно удерживать свой спутник [1.38]. Эта область называется *сферой Хилла* для планеты относительно Солнца.

Внутри сферы Хилла тело может находиться неограниченно долго несмотря на возмущения со стороны Солнца, если только в начальный момент оно имело эллиптическую планетоцентрическую орбиту. Эта сфера больше сферы действия.

Сфера Хилла для Земли относительно Солнца имеет радиус 1,5 млн. км.

Радиус сферы Хилла для Солнца относительно Галактики составляет 230 000 а. е. $= 34,5 \cdot 10^{12}$ км. Таков этот радиус, если обращение по орбите вокруг Солнца происходит в ту же сторону, что и движение Солнца вокруг центра Галактики (движение естественных планет Солнечной системы именно таково). В противном случае он равен 100 000 а. е. $= 15 \cdot 10^{12}$ км [1.41].

В отличие от сферы действия и от сферы Хилла, *сфера притяжения* планеты относительно Солнца, определяемая как область, на границе которой попросту равны гравитационные ускорения от планеты и от Солнца, не играет никакой роли в космодинамике.

Луна находится глубоко внутри сферы действия Земли. Поэтому мы предпочитаем рассматривать геоцентрическое движение Луны и считать ее спутником Земли. Мы отказываемся считать Луну самостоятельной планетой ввиду слишком больших гравитационных возмущений ее гелиоцентрического движения со стороны Земли. Любопытно, что орбита Луны лежит вне сферы притяжения Земли (имеющей радиус примерно 260 000 км), т. е. Луна сильнее притягивается Солнцем, чем Землей.

При использовании приближенного метода расчета космических траекторий основные погрешности накапливаются при расчете движения в районе границы сферы действия. Поэтому некоторые авторы считают, что для большинства случаев расчета более высокие точности дают области разграничения между центральными полями тяготения, определяемые иначе, чем это сделано выше. Предлагалось, например, считать соответствующую область вокруг Земли имеющей радиус 3—4 млн. км [1.42]. На основании энергетических соображений для подобной *сферы влияния* выводился радиус, равный [1.43]

$$\rho = 1,15a \left(\frac{m}{M} \right)^{1/3}. \quad (14a)$$

Сфера действия и сфера влияния могут быть названы *динамическими гравитационными сферами*, а сфера притяжения — *статической гравитационной сферой*. Использование последней в космодинамике имело бы смысл только в том случае, если бы можно

было представить себе космический полет между двумя неподвижными небесными телами.

Заметим в заключение, что метод сопряженных конических сечений, связанный с теми или иными динамическими гравитационными сферами, не является единственным приближенным методом расчета космических траекторий. Продолжаются поиски других приближенных методов, более точных, чем описанный, и в то же время требующих меньшего числа вычислений, чем метод численного интегрирования. Увы, приходится экономить время работы даже самых быстродействующих электронных вычислительных машин!

Глава 3

АКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

§ 1. Выход на траекторию свободного полета

Вернемся теперь от рассматривавшегося в главе 2 пассивного движения космического аппарата к активному движению, которым мы уже отчасти занимались в главе 1. Однако тогда мы рассматривали движение ракетного аппарата в воображаемом пространстве, свободном от действия всяких сил. Только для такого пространства и была справедлива формула Циолковского, определяющая величину идеальной скорости.

Попробуем качественно оценить влияние сил, которые не учитываются при вычислении скорости. На *начальном участке* траектории ракеты-носителя, представляющем собой участок разгона или участок выхода на траекторию пассивного (свободного, баллистического) полета, существенную роль играют сила притяжения Земли и аэродинамическая сила сопротивления атмосферы.

Предположим, что мы имеем две ракеты-носителя. Первая из них сообщает космическому аппарату на определенной высоте над Землей какую-то *в е р т и к а л ь н у ю* начальную скорость и тем самым выводит его на радиальную прямолинейную траекторию. Другая ракета сообщает космическому аппарату той же массы на той же высоте *г о р и з о н т а л ь н у ю* начальную скорость той же величины, что и первая ракета. Какая ракета должна обладать большими энергетическими ресурсами?

На первый взгляд может показаться, что энергетические ресурсы обеих ракет должны быть одинаковы, но это неверно. Если бы разгон ракеты происходил в «свободном» пространстве, то приобретенная начальная скорость просто равнялась бы идеальной скорости ракеты. Но действие сил притяжения Земли, а также сопротивления атмосферы приводит к так называемым *гравитационным* и *аэродинамическим потерям* [1.36]. Ракета должна компенсировать эти потери дополнительной затратой топлива, и в результате фактическая приобретенная скорость всегда оказывается меньше идеальной.

Величина потерь скорости сильно зависит от формы активного участка траектории. Обычно ракета стартует вертикально, чтобы побыстрее, пока скорость невелика, пробить плотные слои атмосферы и тем самым уменьшить аэродинамические потери, которые тем больше, чем больше скорость. Если ракета должна приобрести вертикальную скорость, то дальнейший разгон также происходит в вертикальном направлении. Если же приобретаемая скорость должна быть горизонтальна, то ракета отклоняется от вертикального курса и постепенно переходит к разгону в горизонтальном направлении.

Попробуем определить гравитационные потери на участке вертикального подъема ракеты. Ввиду того, что этот участок невелик по сравнению с радиусом Земли (не более нескольких десятков километров), ускорение силы тяжести на нем можно с достаточной точностью считать постоянным и равным $g=9,8$ м/с². Пусть вертикальный подъем продолжается в течение времени t . Тогда гравитационные потери скорости равны gt — величине той скорости, которую бы набрало тело, падая равноускоренно, за время t . Если предположить, что реактивное ускорение a_p также постоянно ¹⁾, то время подъема

$$t = \frac{w}{a_p} \ln \frac{m_0}{m_k},$$

где m_k — масса ракеты в момент окончания вертикального подъема (мы опускаем вывод последней формулы, требующий знания высшей математики). В результате вместо характеристической скорости, соответствующей формуле Циолковского, ракета разовьет скорость, равную идеальной скорости минус гравитационные потери gt , т. е.

$$v = w \left(1 - \frac{g}{a_p} \right) \ln \frac{m_0}{m_k}.$$

Эта формула была также впервые выведена К. Э. Циолковским и носит название *второй формулы Циолковского*. Из нее вытекает, что если $a_p = g$, т. е. реактивное ускорение равно ускорению силы тяжести, то скорость ракеты равна нулю: ракета не отрывается от Земли. Ракета поднимается только в том случае, если реактивное ускорение будет больше ускорения силы тяжести. При этом, как показывает формула, чем больше реактивное ускорение, тем меньше гравитационные потери. Да это и понятно: ведь тогда меньше времени уйдет на разгон и сила тяжести не успеет заметно сказаться на конечной скорости. Если, например, реактивное

¹⁾ Для этого сила тяги должна была бы по мере подъема уменьшаться благодаря определенному режиму работы двигателя (непрерывно уменьшающийся секундный расход массы рабочего тела).

ускорение превышает в два раза ускорение свободного падения, то гравитационные потери уменьшают скорость ракеты по сравнению с идеальной на 50%. Если же первое ускорение в пять раз больше второго — на 20%, если в десять раз — на 10% и т. д.

Часть гравитационных потерь составляют потери сразу после включения двигателей первой ступени, когда ракета еще удерживается на Земле своей тяжестью, так как сила тяги еще не превышает ее веса, а ведь в свободном пространстве она бы уже мчалась вперед! Пусковое устройство советской ракеты «Союз», поддерживающее ее в вертикальном положении, отпускает ее в точности в тот момент, когда тяга сравняется с весом ракеты. Остроумное конструктивное решение заключается в том, что ракета висит на четырех уравновешенных рычагах, которые отклоняются в сторону (и потому перестают удерживать ракету), как только ракета перестает давить на них своей тяжестью [1.2]. Но и в первые мгновения после начала движения потери за каждую секунду очень велики, пока не будет достигнута расчетная тяга.

Может показаться, что следует всегда стремиться к максимальному увеличению начального реактивного ускорения (т. е. максимальному превышению тяги над весом ракеты), чтобы уменьшить гравитационные потери, но на самом деле задача выбора оптимального ускорения подъема ракеты оказывается гораздо более сложной. Не говоря уже о вреде слишком больших реактивных ускорений для организма космонавтов, чересчур большая тяга приводит к такому дополнительному увеличению массы двигателя, теплозащитного экрана (из-за увеличения скорости подъема и, следовательно, нагрева носового конуса) и конструкции (требующей большей прочности), которое может «съесть» весь выигрыш от уменьшения гравитационных потерь.

На участке наклонного подъема ракеты гравитационные потери определяются проекцией ускорения силы тяжести на направление вектора скорости. Чем более полого летит ракета, тем меньше эта проекция и меньше гравитационные потери.

Дополнительным источником потерь при наклонном подъеме служит отклонение вектора тяги от направления вектора скорости. Это отклонение неизбежно, если мы хотим заставить ракету следовать по определенной (не вертикальной) траектории разгона. А отсюда следует, что не вся тяга расходуется на увеличение скорости. Возникающие потери скорости могут быть названы *потерями на управление* [1.44]. Эти потери, конечно, представляют собой меньшее зло, чем огромные лишние гравитационные потери в случае вертикального разгона. Потери на управление могут быть условно включены в гравитационные, так как их происхождение связано с наличием силы тяжести.

Из сказанного ясно, что если одна ракета разгоняется до вертикальной начальной скорости, а другая до горизонтальной, причем

разгон заканчивается на одинаковой высоте, то первая ракета должна иметь бóльшую стартовую массу, чем вторая, если мы хотим сообщить одну и ту же скорость одинаковой полезной нагрузке. Если же мы располагаем одинаковыми ракетами, но все-таки хотим в обоих случаях достичь одной и той же скорости, то нам придется пожертвовать значительной частью полезной нагрузки первой ракеты. (Чрезвычайно редок, но не исключен случай, когда сила тяготения способствует разгону. Пример: экспериментальный вход в атмосферу на нисходящей ветви баллистической траектории при дополнительном ракетном разгоне.)

По опубликованным данным [1.44] идеальная скорость при выведении на траекторию полета к Луне американского космического корабля «Аполлон» равна 12,5 км/с и включает в себя гравитационные потери 1,68 км/с, аэродинамические потери 0,05 км/с и потери на управление 0,19 км/с. Каждый лишний метр в секунду идеальной скорости эквивалентен при этом потере примерно 15 кг полезной нагрузки.

Вот почему в космонавтике всегда стараются по возможности избегать вертикальных траекторий и траекторий, у которых начальная скорость пассивного участка (т. е. конечная скорость участка разгона) круто наклонена к горизонту, и предпочитают этим траекториям те, которые начинаются если не совсем горизонтально, то все-таки достаточно полого, т. е. траектории, подобные показанным на рис. 17. Для космонавтики это очень важное обстоятельство, так как при нынешнем уровне развития ракетной техники потерями скорости никак нельзя пренебрегать. Если при запуске искусственных спутников Земли всегда возможен (и необходим) пологий разгон, то при полете к Луне и планетам дело обстоит гораздо сложнее и приходится прибегать к довольно сложному маневрированию, а именно к старту с промежуточной околоземной орбиты. С этим методом мы познакомимся в третьей и четвертой частях книги.

Гравитационные и аэродинамические потери на участке разгона для современных ракет-носителей обычно не превышают примерно 20% реально приобретаемой скорости — начальной скорости пассивного полета. Увеличив приобретаемую скорость на эту величину, мы найдем *характеристическую скорость* выведения на орбиту. Идеальная скорость проектируемой ракеты-носителя должна быть равна характеристической скорости (плюс, строго говоря, очень малая величина, соответствующая небольшому запасу топлива «на всякий случай»).

Практическое равенство характеристической скорости (энергетической характеристики космической операции) и идеальной скорости (энергетической характеристики ракеты-носителя) приводит к тому, что оба эти термина часто употребляются наравне (один взамен другого). Но так будет не всегда. Когда в ракетную

технику придут более совершенные двигатели (например, газофазные ЯРД, § 5 гл. 1), можно будет создать корабль с идеальной скоростью, значительно превышающей характеристическую. Выезжая на дачу в автомобиле, разве опасаемся мы того, что в случае неожиданного объезда мы не достигнем цели? А современные ракеты в этом отношении напоминают нынешние электромобили, водитель которых пока еще зачастую не может позволить себе роскошь объезда или иной фантазии: мал запас энергии!

Еще одно специальное замечание. Слово «скорость» не должно приводить к недоразумениям. Характеристическая и идеальная скорости являются скалярными величинами, как и полагается характеристикам энергетических ресурсов — необходимых для операции (первая) и дозволенных техникой (вторая).

Величина характеристической скорости v_x не может быть меньше некоторого значения $v_{x \min}$, которое можно найти из следующих соображений. Предположим, что вся характеристическая скорость $v_{x \min}$ сообщается мгновенно у поверхности Земли и выход на орбиту осуществляется каким-то способом так, что приобретенная у поверхности Земли кинетическая энергия $mv_x^2 \min / 2$ полностью расходуется на подъем космического аппарата из точки A с расстоянием R от центра Земли (R — радиус Земли) до точки B с расстоянием r_0 (начальное расстояние для движения по пассивной траектории) и на сообщение космическому аппарату необходимой начальной скорости v_0 . Согласно закону сохранения механической энергии

$$\frac{mv_x^2 \min}{2} - \frac{fMm}{R} = \frac{mv_0^2}{2} - \frac{fMm}{r_0}.$$

Отсюда можно найти значение минимальной характеристической скорости $v_{x \min}$. При выводе этого уравнения мы пренебрегаем сопротивлением атмосферы и предполагаем, что все топливо расходуется ракетой-носителем мгновенно и не тратится никакой энергии на такое искривление траектории, которое необходимо, чтобы вектор скорости v_0 имел заданное направление в точке, находящейся на расстоянии r_0 от центра Земли. Можно себе представить для наглядности, что космический аппарат как бы натягивает укрепленный в точке C трос, заставляющий его искривлять свой путь (рис. 20) без потерь на управление ¹⁾.

В частном случае, когда космический аппарат выводится на круговую орбиту спутника Земли радиуса r_0 , из выведенной выше формулы получаем (учитывая, что $v_0 = \sqrt{\frac{fM}{r_0}}$)

$$v_{x \min} = \sqrt{\frac{2fM}{R}} \sqrt{1 - \frac{R}{2r_0}}.$$

¹⁾ Автор заимствовал идею этой аналогии у А. А. Штернфельда [1.36].

Таким образом, несмотря на то что круговая скорость тем меньше, чем выше орбита спутника, минимальная характеристическая скорость, необходимая для выведения его на орбиту, тем больше, чем выше орбита. Для орбиты, пролегающей у поверхности Земли ($r_0 = R$), минимальная характеристическая скорость, как видно

из последней формулы, равна первой космической скорости, а для бесконечно высокой орбиты — второй космической скорости.

Истинная характеристическая скорость всегда больше минимальной, так как топливо ракеты-носителя [не может быть израсходовано мгновенно и «запуск на натянутом тросе», разумеется, неосуществим.

Минимальная характеристическая скорость отвечает тому нижнему пределу энергетических затрат, который заведомо невозможно переступить при выведении космического аппарата на ту или иную пассивную траекторию.

Наконец, заметим, что при горизонтальном разгоне в восточном направ-

лении экономится топливо и, следовательно, характеристическая скорость уменьшается из-за того, что перед стартом ракета-носитель уже обладает некоторой скоростью в геоцентрической системе координат (т. е. в не в р а щ а ю щ е й с я системе с началом в центре Земли и неизменно направленными осями). Это — окружная скорость космодрома, т. е. скорость его движения вокруг оси Земли благодаря суточному вращению планеты ¹⁾. На широте φ она равна $465 \cos \varphi$ м/с, на экваторе — 465 м/с, на космодроме Байконур ²⁾ ($\varphi = 47^\circ$) — 317 м/с, на мысе Канаверал ($\varphi = 28,5^\circ$) — 409 м/с. Окружную скорость редко удается полностью использовать, но она всегда учитывается.

§ 2. Активное движение в космическом пространстве

Вне земной атмосферы на активном движении космического аппарата, помимо силы тяги, сказываются лишь силы тяготения. Их роль, однако, совершенно ничтожна, если бортовой двигатель космического аппарата является химическим двигателем большой

¹⁾ Это обстоятельство было учтено при определении указанного на стр. 76 значения характеристической скорости для выведения корабля «Аполлон» на траекторию полета к Луне. Поэтому не нужно удивляться тому, что после вычитания из этого значения величин потерь получается начальная скорость, м е н ь ш а я геоцентрической скорости корабля «Аполлон», приведенной в § 5 гл. 12.]

²⁾ Газета «Правда» № 128 (11068) от 1 июня 1961 г.

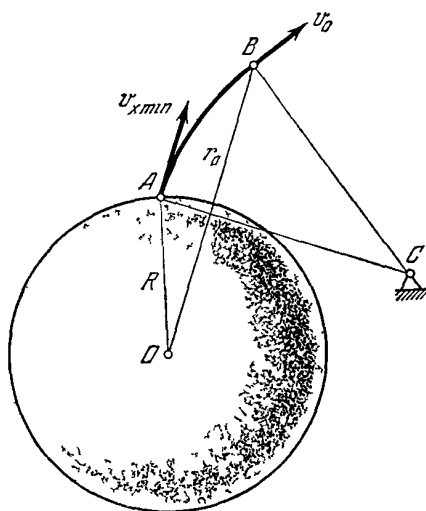


Рис 20 К вычислению минимальной характеристической скорости

тяги, включающимся на короткое время достаточно далеко от крупных небесных тел для совершения того или иного маневра (выход на орбиту спутника, коррекция траектории и т. п.). Приобретенное аппаратом *приращение скорости* векторно складывается с уже имеющейся скоростью. Оно чаще всего почти не будет отличаться от характеристической скорости, хотя в сильных полях тяготения (например, вблизи Юпитера) и понадобится учитывать гравитационные поправки, если приращение будет сообщаться не в трансверсальном направлении.

В случае сложной космической операции после начального участка разгона космического аппарата его бортовой двигатель может неоднократно включаться. Арифметическая сумма начальной характеристической скорости и всех последующих характеристических скоростей на активных участках называется *суммарной характеристической скоростью*. Эта величина определяет необходимые для всей операции энергетические ресурсы ракеты-носителя и бортовых двигателей выводимого в космос аппарата.

Чем меньше суммарная характеристическая скорость, тем большую (при заданной начальной массе ракетного комплекса) полезную нагрузку можно довести до цели. Следовательно, суммарная характеристическая скорость может служить *критерием оптимальности в случае импульсных полетов*, т. е. критерием того, насколько энергетически выгодна избранная программа космической операции.

Совершенно иначе обстоит дело, если в космическом пространстве действует двигатель малой тяги. В этом случае силы тяготения сравнимы по величине с тягой, гравитационными потерями скорости пренебрегать нельзя и конечная скорость, достигаемая космическим аппаратом, не имеет ничего общего с характеристической. Расчет необходимых энергетических ресурсов теперь уже не может быть произведен по формуле Циолковского даже приближенно и требует совершенно иных математических методов.

Критерием оптимальности для тех двигательных систем малой тяги, которые можно отнести к *системам ограниченной мощности* (см. § 10 гл. 1), является величина, которую получают следующим образом. Допустим, что реактивное ускорение, будучи переменным, сохраняет на небольшом интервале времени (например, в течение секунды) постоянное по величине значение. Умножив квадрат реактивного ускорения на этот интервал времени и взяв сумму всех этих произведений за время полета, мы и получим величину, которая будет характеризовать затраты рабочего тела на весь космический полет ¹⁾. Измеряется эта величина в единицах $\text{м}^2/\text{с}^3$

¹⁾ Читатель, знакомый с высшей математикой, конечно, догадался, что речь идет об интеграле от квадрата реактивного ускорения за все время полета T :

$$J = \int_0^T a_p^2 dt.$$

и представляет собой *критерий оптимальности для двигательных систем ограниченной мощности*. Чем она меньше, тем большая полезная нагрузка будет доставлена по назначению при заданной начальной массе космического аппарата.

§ 3. Перегрузка

Как мы видели выше, характерной чертой пассивного полета под действием одних лишь гравитационных сил является состояние невесомости, господствующее на борту космического корабля. Предположим теперь, что пассивный полет внезапно прерван включением бортового ракетного двигателя. Состояние невесомости при этом исчезнет, так как появится внешняя поверхностная сила — сила тяги. Как было выявлено выше (§ 3 гл. 2), при пассивном полете в безвоздушном пространстве гравитационные силы никак себя не проявляют в относительном перемещении предметов на борту космического корабля и не вызывают в них никаких напряжений. Теперь, после включения двигателя, гравитационные силы, естественно, остаются по-прежнему неощутимыми и проявляется лишь сила тяги. Как она проявляется?

С точки зрения неподвижного наблюдателя, находящегося вне корабля, сила тяги заставляет корабль ускорить свое движение. Если в кабине корабля находится незакрепленный предмет (например, карандаш, который космонавт выпустил из пальцев), то этот предмет, не получая ускорения, начнет отставать от корабля (это увидел бы неподвижный наблюдатель, скажем, через прозрачную стенку кабины). Космонавт же, находящийся в кабине, воспримет это отставание как падение предмета в сторону, противоположную направлению силы тяги (в сторону истечения газов из сопла). В этой же стороне космонавт ощутит опору (у кабины появится пол), в эту же сторону будет направлен отвес, указывающий кажущуюся вертикаль, свободная поверхность жидкости в сосуде окажется перпендикулярной к направлению отвеса. На борту корабля появятся все обычные проявления тяжести. Необычно только название этой тяжести — *перегрузка*, носящее во многих случаях совершенно условный характер.

В обычных, земных, условиях характеристикой силы тяжести является ускорение свободного падения тел $g=9,81$ м/с². На борту космического корабля характеристикой перегрузки будет также ускорение свободного падения, равное по величине, очевидно, реактивному ускорению (по направлению противоположное ему). Отношение этой величины к величине g называется *коэффициентом перегрузки*, или просто *перегрузкой*. Во многих случаях этот коэффициент меньше единицы (это скорее «недогрузка», чем «перегрузка»), в частности, при полетах с малой тягой коэффициент перегрузки будет порядка $10^{-5} \div 10^{-3}$.

На участке разгона ракеты-носителя (рис. 21) перегрузка вполне определяется *равнодействующей негравитационных сил* — *силы тяги и силы аэродинамического сопротивления* (рис. 21, б)¹⁾. В общем случае последняя сила состоит из силы лобового сопротивления, направленной противоположно скорости, и перпендикулярной к ней подъемной силы (рис. 21, а). Указанная равнодействующая создает негравитационное ускорение, определяющее

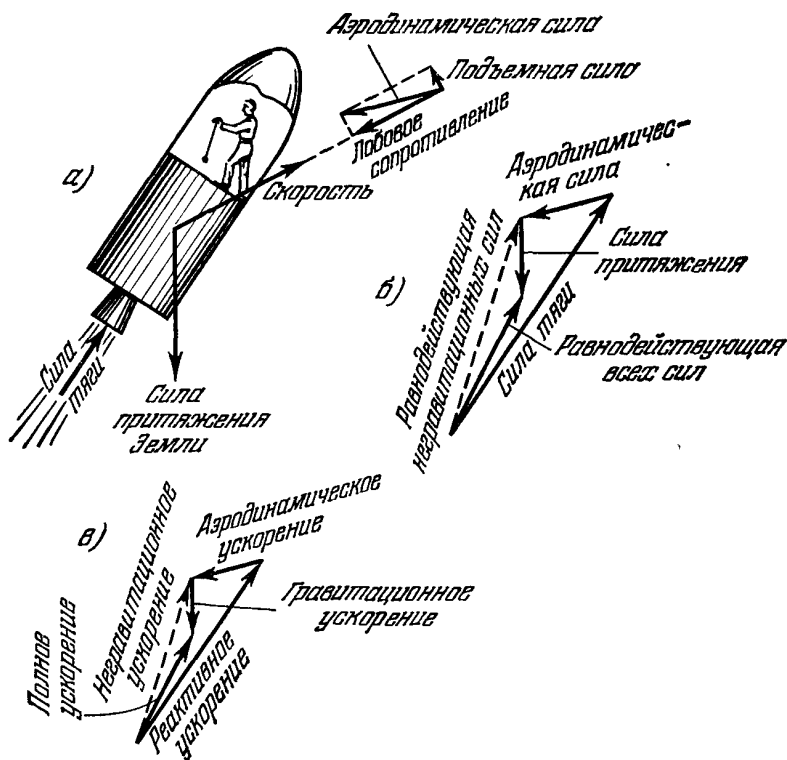


Рис. 21. Перегрузка на участке разгона ракеты.

перегрузку (рис. 21, в). Коэффициент перегрузки на участке разгона составляет несколько единиц. На рис. 21, б показана равнодействующая всех сил, действующих на ракету-носитель; эта сила определяет полное ускорение (рис. 21, в), характеризующее движение ракеты, но не проявляющееся в полной мере на явлениях в кабине корабля. Все явления в кабине при разгоне определяются величиной именно *негравитационного ускорения*. Поэтому негравитационное ускорение иногда называют *ощутимым* или *кажущимся*.

Это ускорение может быть измерено специальными приборами — *акселерометрами*. Простейший акселерометр представляет собой, по существу, динамометр, градуированный в единицах ускорения.

¹⁾ Мы пренебрегаем эффектом поворота корпуса ракеты.

В заключение заметим, что «обычное» ощущение силы тяжести, весомости (в земных условиях) имеет ту же природу, что и перегрузка в космическом полете. Как это ни может показаться парадоксальным, весомость любого предмета в обычных условиях также определяется полностью величиной внешней поверхностной силы — силы реакции опоры (предмет сжат) или подвеса (предмет растянут). Тот факт, что сила реакции «пассивна», а сила тяги ракеты «активна», совершенно несуществен. Натяжение троса, на котором неподвижно висит кабина лифта, из пассивного может стать активным, когда лифт начнет подниматься, но во всех случаях ускорение падения предметов, наблюдаемое внутри кабины, полностью определяется внешней поверхностной силой — натяжением троса — и равно по величине сообщаемому этим натяжением ускорению (т. е. равно этой силе, деленной на массу лифта). В частности, это верно и в случае, когда лифт неподвижен (коэффициент перегрузки равен единице). Нет разницы между действиями натяжения троса и силы тяги ракетного двигателя, а сила притяжения лифта к Земле никакой роли в наших рассуждениях не играла ¹⁾).

§ 4. Управление движением космического аппарата

Задача управления ракетой-носителем на участке разгона [1.34] заключается в том, чтобы в определенной точке пространства на заданной высоте ракета набрала скорость определенной величины в заданном направлении. Изменение курса ракеты в плотных слоях атмосферы осуществлялось в свое время главным образом с помощью воздушных рулей, действующих подобно рулям самолета, и с помощью газовых рулей — пластинок, отклоняющих определенным образом реактивную струю и тем самым поворачивающих корпус ракеты. Поворот корпуса ракеты, однако, более удобно осуществляется поворотом самого двигателя, подвешенного на шарнирах, или (реже) сопла двигателя. Для этой же цели могут служить небольшие вспомогательные («верньерные») двигатели. Аналогичным путем осуществляется стабилизация ракеты на курсе, т. е. компенсируются случайные отклонения ее от курса. В некоторых случаях для этого используются воздушные стабилизаторы — своеобразное оперение ракеты.

Иногда верхняя ступень ракеты вовсе не имеет органов управления и стабилизируется на курсе посредством вращения вокруг продольной оси (как артиллерийский снаряд и винтовочная пуля). Такими, например, неуправляемыми были верхние ступени американских ракет-носителей, использовавшихся для запусков спутников Земли и космических зондов в 1958—1959 гг.

¹⁾ Подробнее об этих вопросах см. в брошюре [1.35].

Мало, однако, иметь возможность управлять ракетой — нужно еще знать, как именно это делать. На помощь приходит космическая навигация.

Космическая навигация — в широком смысле — управление движением космического летательного аппарата; в узком смысле — определение его орбиты и прогнозирование движения.

Для определения кеплеровой орбиты достаточно определить 6 ее независимых параметров. Существует три основных метода космической навигации.

Метод *инерциальной навигации* использует исключительно механические явления на борту космического аппарата и поэтому является совершенно автономным, независимым от наземных станций. Более того, система инерциальной навигации не нуждается вообще ни в каких сигналах, приходящих со стороны, и не использует ни излучения Солнца и звезд, ни магнитного поля Земли, ни наблюдения ее поверхности.

С помощью акселерометров измеряются негравитационные ускорения в трех взаимно перпендикулярных направлениях. Таким образом и определяется вектор негравитационного, «кажущегося» ускорения. Бортовые счетно-решающие устройства — интеграторы непрерывно вычисляют по ускорению скорость, а по скорости — пройденный путь (интегрирование в случае постоянного ускорения сводится к использованию «школьных» формул равноускоренного движения).

Нетрудно понять, что найденные таким образом скорость и путь будут не истинными, а «кажущимися», так как акселерометры не могут измерить гравитационное ускорение (см. § 3). Но сведения о поле земного тяготения заложены заранее в вычислительные устройства и соответствующие поправки учитываются. Полученные результаты автоматически сравниваются с заранее рассчитанной программой разгона ракеты, и для компенсации обнаруженных расхождений даются определенные команды органам управления. Двигатель отключается, как только в заданной точке пространства достигнута заданная скорость.

В случае, когда вдали от Земли и планет бортовой двигатель космического аппарата включается на короткое время для простого маневра, измеряемая инерциальной системой кажущаяся скорость будет из-за отсутствия сопротивления точно совпадать с характеристической скоростью маневра. Силы тяготения из-за их малости не скажутся на движении в течение короткого промежутка времени, и можно считать кажущуюся скорость практически равной приобретенному истинному приращению скорости. Подобные маневры необходимы для исправления траектории в соответствии с измеренными параметрами движения. Главная трудность будет при этом в том, чтобы необходимая скорость была сообщена в нужном направлении. Как это осуществляется, мы увидим ниже.

Инерциальная система управления применяется также в случае управляемого планирующего спуска в атмосфере (с подъемной силой), о котором подробнее будет говориться в § 4 гл. 5 и § 2 гл. 11. Акселерометры при этом измеряют негравитационные ускорения, происходящие от аэродинамических сил, или, что то же самое, измеряют коэффициенты перегрузки. Бортовое счетно-решающее устройство спускаемого аппарата сравнивает показания акселерометров с программными и автоматически выдает соответствующие указания органам управления. Последние поворачивают спускаемый аппарат таким образом, чтобы аэродинамическая сила приняла нужное направление, в результате чего выправляется траектория спуска

На начальном участке разгона применяются (обычно в сочетании с инерциальной навигацией) и радиотехнические средства наземной службы траекторных измерений. *Радионавигация* — пример неавтономной навигации. Метод радионавигации позволяет определить направление на космический аппарат (по указанию радиолокатора), расстояние до него (по времени прохождения туда и обратно сигнала, посланного радиолокатором и возвращенного обратно прибором-ответчиком) и, в соответствии с эффектом Доплера, лучевую скорость — проекцию скорости на направление радиолуча.

Метод *астрономической навигации* используется главным образом в дальних космических полетах. Он основан на наблюдении светил на небесной сфере и во многом аналогичен используемому штурманами морских кораблей и самолетов. С помощью оптических приборов измеряются угловые расстояния между планетой и какой-либо из ярких неподвижных звезд (сфера неподвижных звезд в любой точке солнечной системы не отличается от видимой на Земле), между планетой и Солнцем, между Солнцем и звездой. Вблизи планеты измеряется угловое расстояние между звездой и краем видимого диска планеты или каким-либо ориентиром на ней; регистрируется момент затмения планетой звезды или захода Солнца; измерение углового диаметра планеты позволяет определить расстояние до нее. Метод астронавигации вполне автономен.

На практике перечисленные методы зачастую применяются одновременно, взаимно дополняя результаты

§ 5. Движение космического аппарата относительно центра масс и управление им

До сих пор мы говорили главным образом о траектории космического аппарата, т. е. о линии, вычерчиваемой центром масс (центром тяжести) космического аппарата. Иными словами, мы рассматривали космический аппарат в качестве материальной точки. Но фактически космический аппарат имеет определенные размеры

и ту или иную форму. Перемещаясь по траектории, он одновременно так или иначе поворачивается вокруг своего центра масс, т. е. изменяет свою *ориентацию*.

Движение космического аппарата относительно центра масс (*вращательное движение*) происходит под действием уже знакомых нам природных сил — гравитационных, магнитных, сил сопротивления среды, светового давления [1.45]. При этом оно оказывается гораздо более чувствительным к некоторым слабым внешним воздействиям, чем движение центра масс по траектории, которое вообще их не замечает. Известны случаи временной потери космическим аппаратом ориентации из-за удара микрометеорита, ничуть не сказавшегося на траектории.

Но многие задачи, возникающие при полетах, требуют *целенаправленного* поворота космического аппарата. Соответствующий процесс также называется *ориентацией* и должен быть осуществлен путем воздействия управляющих моментов, создаваемых исполнительными органами *системы ориентации* космического аппарата. Из-за отсутствия внешней демпфирующей среды начавшееся при развороте вращение само по себе прекратиться не может. Поэтому во всех случаях, когда не ставится цель закрутки аппарата, это вращение должно начать *тормозиться* на полпути до заданного положения с помощью нового управляющего момента, создаваемого тем же или другим исполнительным органом.

Рассмотрим две главные разновидности исполнительных органов [1.46].

1. *Управляющие реактивные двигатели*. Это двигатели малой тяги, работающие на сжатом газе или на жидком топливе — однокомпонентном или двухкомпонентном. Космический аппарат начнет поворачиваться вокруг центра масс, если сопло двигателя так расположено на корпусе аппарата, что линия действия тяги не проходит через центр масс аппарата. Часто, однако, действуют одновременно два сопла, создающие пару сил (две равных и параллельных, противоположно направленных силы), действие которой не отражается на траектории аппарата. Несколько укрепленных на корпусе реактивных сопел способны сообщить космическому аппарату любой необходимый разворот.

2. *Гироскопические силовые стабилизаторы*. Эти исполнительные органы основаны на использовании гироскопов с различным числом степеней свободы.

Управляющий маховик, или *одностепенный гироскоп* (гироскоп с одной степенью свободы), начинает поворачиваться вокруг неподвижной относительно аппарата оси под действием электромотора, ротором которого он по существу является и тем самым создает противоположный реактивный момент, заставляющий статор вместе с аппаратом поворачиваться в обратную сторону.

Три маховика, оси вращения которых взаимно перпендикулярны, способны сообщить нужный разворот космическому аппарату.

В случае *двухстепенного гироскопа* существует возможность поворачивания оси уже раскрученного гироскопа вокруг другой, неподвижной относительно космического аппарата, оси. При этом, в соответствии с известным свойством гироскопа, его ось стремится повернуться в направлении, перпендикулярном тому, куда ее толкает вращение вокруг упомянутой неподвижной оси. Возникающее из-за этого реактивное усилие стремится на Земле вырвать эту ось из подшипников ¹⁾, а в космосе — повернуть космический аппарат.

Наконец, *трехстепенный гироскоп* («свободный гироскоп», гироскоп в кардановом подвесе) применяется в связи с известным его замечательным свойством — сохранять неизменным направление своей оси в пространстве (несмотря на, в нашем случае, повороты корпуса космического аппарата). А значит от оси заранее раскрученного свободного гироскопа можно отталкиваться, стараясь ее повернуть и тем самым поворачивая корпус космического аппарата (ось гироскопа при этом тоже несколько отклонится и притом «вбок»).

На практике не только одноступенные, но и многоступенные гироскопы применяются по несколько одновременно. По чисто механическим причинам, о которых читатель может прочесть в другом месте ²⁾, действие гироскопических силовых стабилизаторов должно во многих случаях дополняться работой управляющих реактивных сопел.

В дальнейшем мы встретимся с многочисленными примерами активных разворотов. Часто бывает необходимо, чтобы система ориентации в течение короткого или продолжительного времени поддерживала неизменную ориентацию космического аппарата. Такая ориентация может быть *одноосной*, когда определенная ось аппарата направлена неизменно, а космическому аппарату позволено вокруг нее поворачиваться. Примеры такой ориентации: ориентация на Солнце, при которой его лучи падают отвесно на панели солнечных элементов; ориентация на центр Земли некоторых исследовательских и прикладных спутников, и т. д. При *трехосной (полной)* ориентации космическому аппарату запрещены какие бы то ни было вращения. Трехосными системами ориентации оснащены наиболее совершенные искусственные спутники Земли и автоматические межпланетные станции. Такая система, например,

¹⁾ Вспомним, как вырывается из рук вращающееся велосипедное колесо при попытках повернуть его ось.

²⁾ Доступное для человека, знакомого лишь с началами механики, изложение основ теории систем ориентации дано в первой главе книги Б. В. Раушенбаха и Е. Н. Токаря [1.46].

используется, как правило, при коррекции межпланетной траектории.

Система ориентации получает информацию о положении космического аппарата от чувствительных датчиков: оптических, «ощущающих» свет Солнца, Земли, Луны, планет, звезд; инфракрасных, улавливающих тепловое излучение как дневной, так и ночной стороны Земли; магнитных, измеряющих напряженность хорошо известного земного магнитного поля; гироскопических, хранящих в силу механических законов «память» о неизменном направлении в пространстве (не путать с гироскопическими силовыми стабилизаторами).

Предположим, что где-то в заданной точке траектории намечено провести коррекцию. Сначала оптический датчик вращающегося космического аппарата «просматривает» небо. Вот он обнаружил Солнце. Реактивные сопла затормаживают вращение. Ориентация на Солнце уточняется. Теперь одна ось аппарата направлена на Солнце. Если бы целью маневра ориентации было наблюдение Солнца, то на этом можно было бы остановиться. Но включить корректирующий двигатель нельзя, так как аппарат сохранил способность поворачиваться вокруг направления на Солнце. Для остановки вращения надо, чтобы другой оптический датчик «захватил» иное небесное светило, например Луну (если она близка), яркие звезды — Сириус или Канопус¹⁾, или чтобы остронаправленная бортовая параболическая антенна «захватила» специально посылаемый с Земли радиосигнал (последний способ имеет особое значение для дальней радиосвязи с Землей). Теперь появится новая неподвижная ось (направленная на Луну, или на Сириус, или на Канопус, или на Землю) и всякое вращение аппарата будет остановлено. По сигналу с Земли может быть включен корректирующий двигатель, причем во время его работы система ориентации будет удерживать аппарат в заданном положении.

Ориентация советской станции «Венера-4» перед коррекцией в 1967 г. производилась «захватом» Земли и Канопуса; станций «Венера-5» и «Венера-6» в 1969 г. — Солнца и Сириуса; ориентация американской станции «Маринер-2» в 1962 г. — «захватом» Солнца и Земли; станции «Маринер-4» в 1964 г. — Солнца и Канопуса.

¹⁾ Канопус — вторая по яркости звезда на небосводе (находится в южном небесном полушарии). Ее преимущество как ориентира перед первой по яркости звездой Сириус заключается в том, что Сириус находится вблизи от линии эклиптики на небесной сфере, а Канопус — почти на расстоянии 90° . Поэтому угол Канопус — КА (космический аппарат) — Солнце изменяется в течение межпланетного полета, проходящего вблизи плоскости эклиптики, слабо, а угол Сириус — КА — Солнце изменяется сильно. Последнее обстоятельство затрудняет установку оптического датчика звезды заранее в определенном положении. Канопус поэтому чаще используется как ориентир в системах ориентации, чем Сириус.

В отдельных случаях при межпланетной коррекции может использоваться одноосная система ориентации на Солнце (см. § 9 гл. 13).

Возможны также пассивные системы ориентации, использующие действие природных сил, которые «автоматически» приводят космический аппарат в нужное положение [1.45]. Так, например, возможна постоянная ориентация на Солнце с помощью небольшого солнечного паруса, основанная на использовании светового давления. Использование солнечного паруса для этой цели было например, предусмотрено в конструкции американского космического аппарата «Маринер-4», запущенного к Марсу в ноябре 1964 г. С другими пассивными системами мы познакомимся в § 11 гл. 5.

Пассивная система ориентации не нуждается ни в запасах рабочего тела для реактивных сопел, ни в гироскопах, также обладающих массой, ни в сложной системе автоматического управления. Однако она не способна, как правило, остановить беспорядочное вращение космического аппарата после отделения от ракеты-носителя и придать ему правильную ориентацию. Эта задача должна быть предварительно решена с помощью активной системы ориентации.

Теория движения космических аппаратов относительно центра масс представляет собой большой и важный раздел космодинамики, однако подробное изложение этой теории не входит в задачу настоящей книги.

Глава 4

ДВИЖЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

§ 1. Параметры орбиты

Околоземными полетами мы будем называть полеты в околоземном космическом пространстве, или, как иногда говорят, в «ближнем космосе». Два последних выражения недостаточно четко определены в литературе. С астрофизической точки зрения околоземное космическое пространство представляет собой область, в которой наличие Земли сказывается на состоянии межпланетной среды. С точки зрения небесной механики околоземным пространством является сфера действия Земли — область, в которой движение можно с достаточной степенью приближения считать совершающимся в поле тяготения одной лишь Земли.

Итак, в этой части мы будем заниматься движениями космических объектов, не выходящих за пределы сферы действия Земли и в то же время не задевающих сферу действия Луны (последние будут изучаться в третьей части книги). Предметом нашего изучения будет, таким образом, движение *искусственных спутников Земли*, обращающихся, как известно, по эллиптическим (в частном случае — круговым) орбитам.

На рис. 22 изображена типичная орбита спутника Земли, на которой буквами *П* и *А* изображены соответственно перигей и апогей. Плоскость орбиты спутника определенным образом ориентирована в пространстве, причем, если пренебречь возмущениями (ниже мы увидим, в какой мере это можно сделать), ее ориентация относительно «неподвижных» звезд остается неизменной.

Плоскость орбиты пересекает экваториальную плоскость по *линии узлов*, а точки пересечения орбитой этой плоскости называются *узлами* (в *восходящем узле* спутник переходит из южного полушария в северное, в *нисходящем* — наоборот).

Плоскость орбиты образует с плоскостью земного экватора определенный угол i , называемый *углом наклона* или *наклоном*. Этот угол является весьма важной характеристикой орбиты. Когда он равен нулю, то мы имеем дело с *экваториальной орбитой* (рис. 23) — спутник все время летит над экватором. При наклоне

орбиты, равном 90° , орбита называется *полярной*, так как проходит над земными полюсами (рис. 23).

Если движение спутника происходит в том же направлении, что и вращение Земли, то оно называется *прямым*. В противном случае орбита называется *обратной* (рис. 23). Для спутников с обратным движением принято считать угол между плоскостями

орбиты и экватора большим 90° (таким образом, при наклонении 180° мы имеем дело с *экваториальным* спутником, обращающимся противоположно вращению Земли).

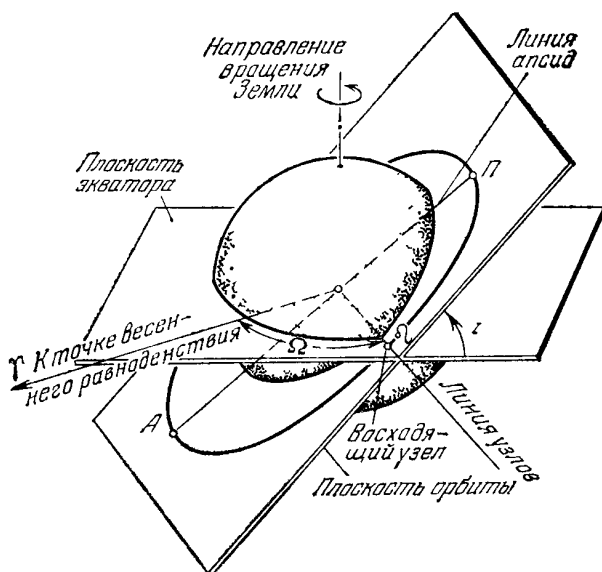


Рис. 22. Орбита спутника Земли: i — угол наклона, Ω — долгота узла.

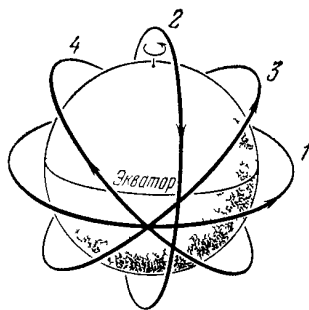


Рис. 23. Орбиты спутников: 1 — экваториальная, 2 — полярная, 3 — прямая, 4 — обратная.

Нетрудно понять, что спутник пролетает только над теми районами земного шара, географическая широта которых (северная или южная) не больше угла наклона. Из пунктов, расположенных севернее или южнее крайних параллелей, спутник, однако, может быть наблюдаем, если он пролетает на достаточно большой высоте. Экваториальный спутник не может быть виден с земных полюсов, как бы высоко ни была расположена его орбита. Полярный спутник, конечно, пролетает над всеми широтами.

Важными характеристиками орбиты спутника являются высота перигея, высота апогея и период обращения спутника, которые наряду с углом наклона плоскости орбиты к плоскости экватора, всегда указываются в официальных сообщениях о запусках спутников (три первых величины не независимы).

Полезно запомнить период обращения для спутника, движущегося по круговой орбите на нулевой высоте, — 84,4 мин. До высоты 1000 км период увеличивается примерно на 1 мин через каждые 50 км.

Зная высоты апогея и перигея, а также диаметр земного шара, легко найти среднее расстояние спутника от центра Земли и экс-

центриситет орбиты. Впрочем, среднее расстояние можно найти, зная период обращения, и по формуле (5) в § 5 гл. 2.

Для специалистов еще важно знать, как расположена орбита в своей плоскости (над какими широтами располагаются перигей и апогей или чему равен угол между линией апсид и линией узлов) и как ориентирована плоскость орбиты в пространстве. Последнее указывается так называемой *долготой узла* — углом Ω между некоторым неизменным направлением в пространстве (из центра Земли в точку весеннего равноденствия) и линией узлов. Если, кроме того, знать, в какой момент спутник прошел какую-нибудь конкретную точку своей орбиты (например, перигей), то по формулам небесной механики может быть предсказано положение спутника в околоземном пространстве в любой момент времени.

Однако такое предсказание не может быть точным, если не учитывать возмущения, которые испытывает движение спутника от различных факторов.

§ 2. Возмущенное движение спутника

Вследствие возмущений спутник движется фактически не по эллипсу, а по замысловатой линии, не расположенной, по существу, в одной плоскости и вовсе не являющейся замкнутой, так что, совершив один оборот, спутник не может, строго говоря, оказаться в прежней точке околоземного пространства (его геоцентрические координаты изменятся). И скорость движения спутника изменяется не так плавно, как в эллиптическом движении.

Но, поскольку очень нежелательно отказываться от простого и хорошо изученного эллиптического движения, в небесной механике предпочитают считать, что спутник движется по эллипсу, но сам этот эллипс непрерывно изменяется. Плоскость, в которой он расположен, изменяется: она поворачивается, покачивается. Сам эллипс как бы «дышит», вытягивается или сокращается, поворачивается в своей плоскости, оставаясь, однако, в любой момент эллипсом. Движение спутника по орбите часто сравнивают с движением поезда по рельсам (с очень строгим расписанием!). Это верно, если не учитывать возмущений. В противном случае нужно представить себе железнодорожное полотно, медленно, но непрерывно искривляющееся, ползущее под колесами поезда.

Истинная орбита спутника в каждой своей точке соприкасается с некоторым эллипсом, который в данный момент и представляет собой непрерывно изменяющуюся кеплерову орбиту. Эта орбита называется *оскулирующей*. Скорость спутника равна скорости в той точке оскулирующей орбиты, в которой в данный момент истинная орбита соприкасается с оскулирующей.

Иными словами, оскулирующая орбита представляет собой такую орбиту, по которой бы начал двигаться в некоторый момент спутник, если бы все возмущения в этот момент внезапно исчезли.

§ 3. Влияние несферичности Земли

Одним из наиболее существенных возмущений орбит спутников Земли являются возмущения, источниками которых служат отклонения земного поля тяготения от сферического. Как известно, Земля не имеет формы шара: в первом приближении она представляет собой эллипсоид вращения, напоминающий «сплюснутый у полюсов шар», у которого полярный радиус на 21 км короче экваториального. В небесной механике Землю иногда представляют в виде шара с надетым на него на экваторе массивным обручем. Вместо полярного сжатия рассматривают «экваториальное вздутие» Земли.

Посмотрим, как влияет экваториальное вздутие на круговую орбиту спутника.

Наиболее сильно оно сказывается на положении плоскости орбиты. Эта плоскость не остается неизменной, а непрерывно поворачивается в пространстве. Если провести перпендикуляр к этой плоскости из центра Земли, то он будет описывать конус вокруг земной оси (рис. 24), напоминающий конус описываемый

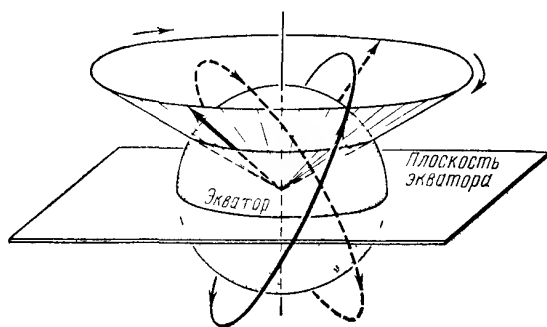


Рис 24. Прецессия плоскости орбиты

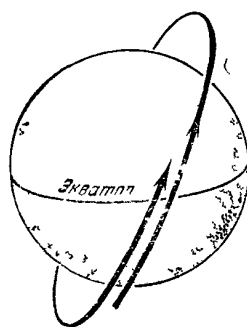


Рис 25. Смещение восходящего узла за один виток

прецессирующим волчком. Поэтому поворачивание плоскости орбиты называется ее *прецессией*. В результате прецессии линия узлов непрерывно отступает, вращаясь в сторону, противоположную движению спутника, т. е. навстречу ему; поэтому при прямом движении спутника он, совершив один оборот, пересекает экватор западнее, чем раньше, даже если предположить, что Земля не вращается (рис. 25). Происходит *регрессия* (отступление) *восходящего узла*. При обратном движении восходящий узел отступает с запада на восток.

Плоскость полярной орбиты неподвижна (это очевидно из соображений симметрии), и восходящий узел в этом случае также неподвижен. Для круговых орбит, близких к экваториальной, отступление восходящего узла происходит быстрее всего ¹⁾. Для низких орбит оно составляет $0,6^\circ$ по экватору за один виток, т. е. примерно 9° в сутки. При этом за один виток спутник смещается на 33,5 км в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. Возмущение от экваториального вздутия быстро падает по мере увеличения радиуса круговой орбиты. Для спутника в районе орбиты Луны смещение узла составляет $0,6''$ за один виток, а боковое смещение — 0,5 км [2.1]. Смещение узла для первых советских спутников составляло около четверти градуса за сутки полета.

Прецессия плоскости орбиты спутника должна, естественно, учитываться при планировании научных экспериментов. Известно, что в начале космической эры важную роль играли визуальные наблюдения спутников. Если спутник запускался таким образом, что совершал первые витки примерно над линией разграничения дня и ночи, т. е. над полосой сумерек (*сумеречный* или *терминационный спутник* [2.2]), то условия его визуального наблюдения были особенно благоприятны ²⁾. Однако движение Земли вокруг Солнца заставляет повернуться в пространстве плоскость окружности разграничения дня и ночи, а сплюснутость Земли — повернуться плоскость орбиты. Вообще говоря, спутник при этом перестает быть сумеречным и начинает заходить в тень. Но если все точно рассчитать и подобрать такую орбиту, чтобы прецессия орбиты компенсировала эффект движения Земли вокруг Солнца, то спутник будет непрерывно купаться в солнечных лучах, что особенно важно, когда он оснащен солнечными батареями (плоскости солнечных элементов при этом должны быть ориентированы на Солнце). Подобная орбита называется *солнечно-синхронной*. Нетрудно сообразить, что она должна быть обратной (наклонение обычно $98 \div 100^\circ$) и настолько близкой к положению, при котором лучи Солнца падают на ее плоскость перпендикулярно, насколько позволяет необходимая скорость прецессии. Примером может служить астрономический спутник TD-1A, запущенный 12 марта 1972 г. Западноевропейской организацией по космическим исследованиям на орбиту высотой от 541 до 547 км, наклонением $97,5^\circ$ и периодом обращения 97 мин; в течение первых 230 сут своего движения он не заходил в тень. Другим примером служит американский космический аппарат «Серт-2», который не должен был

¹⁾ Это, однако, не значит, что быстрее всего поворачивается и плоскость орбиты. Максимум угловой скорости для нее бывает при наклонениях 45° и 135° [2.1].

²⁾ Спутник на низкой орбите можно видеть, когда сам он освещен Солнцем, а небо в пункте наблюдения достаточно темное. Это бывает в сумерках после захода или перед восходом Солнца.

заходить в земную тень в течение многомесячных испытаний ионных двигателей, черпавших энергию от солнечных батарей (§ 8 гл. 5).

На положении плоскости экваториального спутника сжатие Земли, естественно, не сказывается (перпендикуляр к орбите совпадает с осью Земли). Говорить о смещении узла не имеет смысла, так как исчезает понятие узла. Теперь эффект сжатия Земли заключается в убыстрении движения спутника — спутник ощущает «лишнюю» экваториальную массу. Поэтому, если спутник движется над экватором по фактической круговой орбите, его скорость должна быть больше круговой скорости, вычисленной по формуле $v_{кр} = \sqrt{K/r}$, которая верна для невозмущенного кепле-

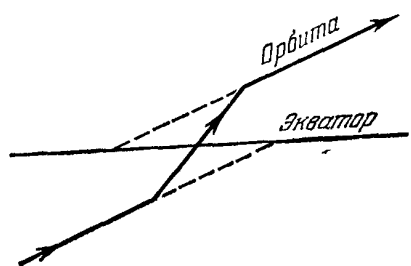


Рис. 26. Наглядное объяснение возмущений от несферичности Земли.

рова движения. Значит, оскулирующая орбита в любой точке фактической (возмущенной) орбиты будет эллипсом, расположенным вне круговой орбиты (вспомним рис. 16 в § 5 гл. 2).

Помимо прецессии, экваториальное вздутие Земли вызывает незначительные колебания плоскости орбиты спутника. Дважды в течение каждого оборота плоскость орбиты как бы «вздрагивает» в тот момент, когда спутник пересекает экватор. Эти колебания, как

и прецессию, можно объяснить тем, что «прямой» спутник, испытывая дополнительное притяжение со стороны экваториального вздутия, при приближении к экватору спрямляет свой путь к нему, поворачивая влево (рис. 26) [2.2], в результате чего наклонение увеличивается. После пересечения экватора спутник под действием экваториального вздутия поворачивает вправо, вследствие чего плоскость орбиты принимает прежнее положение. Поскольку экваториальное вздутие Земли не слишком велико, подобное покачивание орбиты происходит, конечно, более плавно, чем это мы для наглядности изобразили. Из рис. 26 видно, что восходящий узел перемещается навстречу спутнику.

Наконец, экваториальное вздутие заставляет большую ось орбиты непрерывно поворачиваться в плоскости орбиты, так что перигей орбиты все время перемещается. Если при запуске спутника, например, перигей был расположен в северном полушарии, то в конце концов он может оказаться в южном. При малом наклонении (меньше $63,4^\circ$) перигей смещается в сторону движения спутника, при большом (больше $63,4^\circ$) — в противоположном.

Наблюдающиеся отклонения движения спутника от того, каким оно должно быть в предположении, что Земля — правильный эллипсоид вращения, помогают уточнить истинную форму Земли, т. е. решить основную задачу геодезии. Математические расчеты

при этом могут отразить истинное положение дел, если неправильности в движении спутника не затушеваны посторонними влияниями, в частности вторым по важности фактором после сплюснутости Земли — сопротивлением атмосферы. Для указанной цели поэтому подходят спутники, летающие выше сколько-нибудь плотных слоев атмосферы и все же не слишком далеко от Земли (на больших расстояниях влияние экваториального вздутия делается несущественным).

Наблюдение движения крохотного американского спутника «Авангард-1» (перигейная высота 650 км, апогейная 3968 км) обнаружило такие неправильности, которые можно было объяснить лишь тем, что Северный полюс Земли находится на 15 м дальше, а Южный на 15 м ближе к центру Земли, чем полюсы симметрично сплюснутой Земли [2.3]. Впрочем, вывод о так называемой «грушевидности» Земли еще нуждается в дополнительной проверке.

На движении не слишком высоко летающих спутников Земли должны отражаться также аномалии силы тяжести, происходящие от более или менее значительных неоднородностей в распределении массы земного шара. Спутник должен по-разному «ощущать» материк и океан, над которыми он пролетает, «чувствовать» горные хребты и, возможно, даже залежи полезных ископаемых. В связи с последним обстоятельством на точные наблюдения искусственных спутников в свое время возлагались особые надежды. Сейчас более перспективными считаются наблюдения земной поверхности из космоса (см. § 3 гл. 6).

Возмущения, происходящие от несферичности Земли, имеют свойство накапливаться, если спутник движется по кратнопериодической орбите (см. § 8 настоящей главы), благодаря возникающему резонансу [2.4].

§ 4. Эволюция орбиты в земной атмосфере

Сопротивление среды движению спутника определяется формулой [2.1]

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v_{\text{отн}}^2}{2},$$

где c_x — безразмерный коэффициент сопротивления, принимаемый для верхней атмосферы равным $2 \div 2,5$; S — площадь максимального сечения спутника плоскостью, перпендикулярной к вектору скорости $v_{\text{отн}}$ полета спутника относительно среды; ρ — плотность этой среды. Коэффициент c_x зависит от формы спутника.

Если пренебречь тем, что верхняя атмосфера частично увлекается вращением Земли (нижние слои атмосферы увлекаются полностью), то сила сопротивления направлена в точности против движения, а скорость $v_{\text{отн}}$ равна орбитальной скорости

спутника. Поэтому можно считать, что плоскость орбиты под влиянием сопротивления не изменяется, но для не слишком высоких орбит приходится учитывать очень слабый «западный ветер», который приводит к весьма незначительному повороту этой плоскости.

Плотность воздуха убывает с высотой. Она зависит также от температуры и сильно связана с условиями освещенности атмосферы солнечными лучами (зависит от времени суток и времени года) и с активностью Солнца, имеющей 11-летний период. Выше 500 км плотность воздуха может изменяться в 10 раз под влиянием этих факторов.

Возмущающее ускорение (или, если угодно, замедление) от действия сопротивления обратно пропорционально массе спутника и прямо пропорционально площади S , т. е. определяется «парусностью спутника». На движении полого спутника сопротивление сказывается особенно сильно. Поэтому после запуска на низкую орбиту пустая последняя ступень ракеты-носителя сильнее ощущает сопротивление атмосферы, чем отделившийся от нее контейнер, заполненный научной аппаратурой.

Возмущающие ускорения от сопротивления атмосферы крайне малы и быстро убывают с высотой. Для круговой орбиты, расположенной на высоте 200 км, величина возмущающего ускорения составляет, при некоторых предположениях, $2,2 \cdot 10^{-4}$ м/с², на высоте 400 км — $3,1 \cdot 10^{-6}$ м/с², на высоте 800 км — $2,6 \cdot 10^{-8}$ м/с². Однако на высоте 100 км это ускорение составляет весьма заметную величину 30 см/с² [2.1].

При движении по круговой орбите спутник, теряя вследствие сопротивления свою энергию, будет с каждым витком спускаться все ниже и ниже по скручивающейся спирали, причем каждый виток спирали будет мало отличаться от окружности. Вследствие уменьшения размеров орбиты период обращения будет также уменьшаться. Ниже 110—120 км быстрота увеличения плотности атмосферы резко возрастает и спутник не может завершить очередной виток. Траектория его круто изгибается вниз; спутник падает почти отвесно и, войдя в плотные слои атмосферы, сгорает и разрушается, если не приняты меры к его защите. Критической является орбита на высоте 110—120 км с периодом обращения 86,5—86,7 мин.

Спутник, движущийся по эллиптической орбите, встречает максимальное сопротивление в своем перигее, где плотность среды максимальна, и наименьшее — в апогее (если апогей достаточно высок, то здесь сопротивление может и вовсе отсутствовать). Схематично можно себе представить это таким образом, будто бы спутник на каждом обороте один раз ныряет в более плотные слои атмосферы и, естественно, выходит из них с меньшей скоростью, чем входит. Поэтому его апогей снижается. Поскольку в более высоких слоях атмосферы спутник также встречает некоторое

сопротивление, его перигей опускается, но в значительно меньшей степени, чем апогей. Таким образом, с каждым новым оборотом орбита спутника все более приближается к круговой. Достигнув круговой орбиты, спутник далее спускается по спирали. Общий характер траектории спутника в атмосфере показан на рис. 27, а.

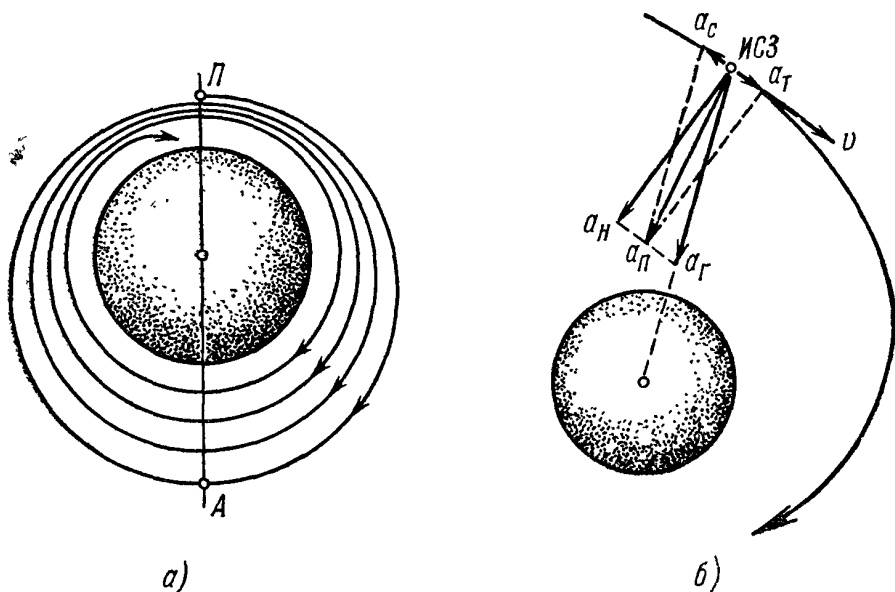


Рис. 27. Снижение спутника в атмосфере: а) вид орбиты; б) объяснение парадокса спутника.

Спускаясь по спирали с круговой орбиты, спутник с каждым витком оказывается на все более низкой почти круговой орбите. Поэтому его орбитальная скорость оказывается больше, чем на предыдущем витке. Спутник получает в направлении своего полета определенное ускорение. Это тангенциальное (касательное) ускорение оказывается в точности таким, какое бы спутник получил, если бы сила сопротивления ... толкала его вперед [2.5]! Этот неожиданный результат математического исследования на первый взгляд кажется совершенно невероятным, но, как показывает рис. 27, б, несмотря на парадоксальность, не содержит в себе ничего таинственного. Движение происходит по спирали (а не по окружности!) и полное ускорение a_n , являющееся векторной суммой гравитационного ускорения a_r и ускорения сопротивления a_c , вполне может быть разложено на тангенциальное ускорение a_r и нормальное ускорение a_n (перпендикулярное к касательной к орбите) таким образом, что $a_c = a_r$.

Итак, следствием сопротивления атмосферы является не уменьшение, а постепенное увеличение скорости спутника, причем в случае первоначальной эллиптической орбиты речь должна идти об увеличении средней скорости на витке.

Описанное неожиданное следствие сопротивления атмосферы называется *аэродинамическим парадоксом спутника*. Энергетическое

объяснение этого парадокса заключается в следующем: хотя кинетическая энергия спутника и возрастает при спуске, но полная механическая энергия в результате сопротивления убывает (как всегда при сопротивлении), так как потенциальная энергия уменьшается быстрее, чем увеличивается кинетическая.

Тупоносый (или полый) спутник встречает максимальное сопротивление (сильнее всего реагирует на сопротивление) на большей высоте, чем заостренный спутник. Поэтому он раньше переходит с орбиты на крутой спуск и в результате проникает в низкие, более плотные слои атмосферы с меньшей скоростью, а потому и меньше разогревается. Спускаемые отсеки космических кораблей имеют затупленную переднюю часть.

Наблюдение движения некоторых спутников обнаружило такие неправильности их поведения, которые могут быть объяснены лишь внезапным увеличением плотности атмосферы на пути спутников. Это увеличение плотности объясняется действием на атмосферу солнечного излучения. Спутники также ощущают смену дня и ночи, так как днем земная атмосфера как бы вспухает и ее плотность в верхних слоях возрастает.

Предсказание времени жизни каждого конкретного спутника является важной практической задачей. С другой стороны, если масса и размеры спутника неизвестны, о них могут быть сделаны некоторые заключения, если проследить за эволюцией орбиты спутника.

Внимательное наблюдение за торможением спутников (в основном за ходом уменьшения их периода обращения) позволяет рассчитать плотность верхних слоев атмосферы, а это приводит к ценным теоретическим и практическим выводам. В этом отношении полезны спутники шарообразной формы, так как встречаемое ими сопротивление не зависит от ориентации. Подобные шарообразные спутники часто делаются полыми или в виде надувных оболочек, чтобы усилить эффект сопротивления (американские спутники «Эксплорер-9,-17,-19»).

§ 5. Влияние притяжений Луны и Солнца

Оценим величины лунных и солнечных гравитационных возмущений и их влияние на движение спутников.

На рис. 28 показано, как можно построить геометрически путем векторного вычитания возмущающие ускорения от Луны в некоторых точках круговой орбиты радиуса 100 000 км. Чтобы найти вектор возмущающего ускорения $a_{вА}$ в точке А, нужно из вектора гравитационного ускорения a_A , сообщаемого в точке А Луной, вычесть вектор гравитационного ускорения $a_З$, сообщаемого Луной Земле. Как это делается, показано на том же рисунке. Так как гравитационное ускорение $a_З$ меньше по величине, чем a_A ,

то возмущающее ускорение направлено к Луне. Но в точке B возмущающее ускорение направлено прямо от Луны ¹⁾, в точках C и D — почти к Земле, в точке E — почти по касательной. Максимальным будет возмущающее ускорение в точке A , где оно равно $18 \cdot 10^{-6}$ м/с², что составляет 0,052% от гравитационного ускорения, сообщаемого в этой точке Землей [2.1].

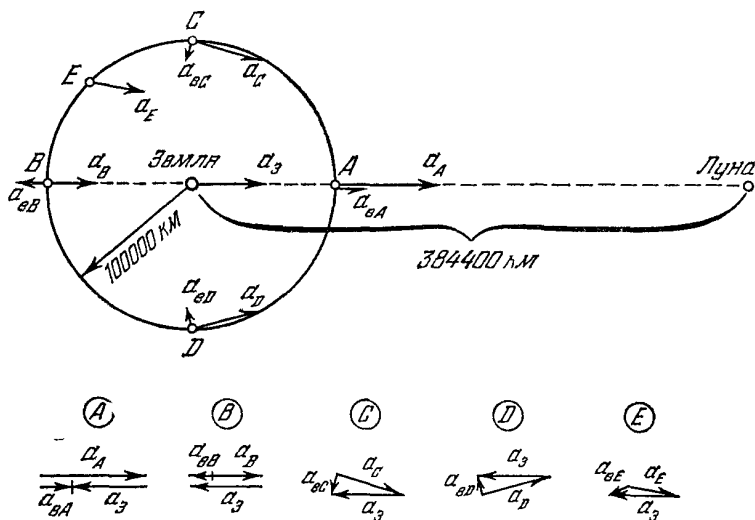


Рис. 28. Возмущающие ускорения от лунного притяжения.

С возмущающими ускорениями от Солнца дело обстоит так, как показано на рис. 29. Солнце находится столь далеко от Земли по сравнению со спутником, что можно считать векторы гравитационных ускорений во всех точках орбиты направленными параллельно. В точке A гравитационное ускорение максимально, в точке B — минимально, в точках C и D гравитационные ускорения равны примерно полусумме ускорений в точках A и B ²⁾ и равны ускорению Земли. В результате возмущающие ускорения направлены на одной половине орбиты к Солнцу, на другой — от Солнца, причем в точках A и B они будут максимальны ($8,3 \cdot 10^{-6}$ м/с², или 0,024% местного земного гравитационного ускорения [2.1]), а в точках C и D равны нулю (рис. 29).

При этом, чем ближе спутник к Земле, тем меньше возмущения по величине (из-за малой разницы между гравитационными ускорениями спутника и Земли от небесного тела) и в еще более высокой степени меньше та часть, которую они составляют от ускорения земного тяготения. До высоты 20 000 км лунные и

¹⁾ Тот факт, что Луна на части орбиты как бы отталкивает спутник, не должен нас смущать. Это происходит оттого, что Луна в этих точках слабее воздействует на спутник, чем на Землю.

²⁾ Солнце находится так далеко, что в районе Земли его притяжение можно считать равномерно убывающим с удалением от Солнца.

солнечные возмущения меньше возмущений от аномалий силы тяжести, которые обычно не учитываются даже при точных расчетах, выше 20 000 км превосходят их, оставаясь, однако, меньше возмущений от сплюснутости Земли, а выше 50 000 км превосходят и их.

Эффект влияния лунных и солнечных возмущений сильно зависит от формы орбиты и расположения ее плоскости и большой

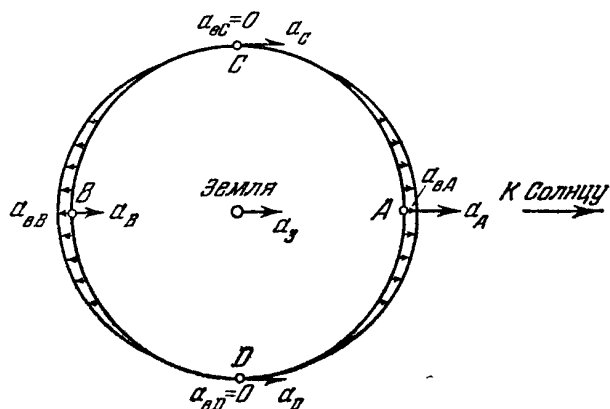


Рис. 29. Возмущающие ускорения от солнечного притяжения.

оси относительно направлений Земля — Луна и Земля — Солнце. Эти возмущения, естественно, не влияют, например, на положение плоскости орбиты, если указанные направления лежат в этой плоскости. Из того, что говорилось выше о солнечных возмущениях в точках С и D (рис. 29), ясно, что действие Солнца вовсе не должно сказываться на орбите, плоскость которой перпендикулярна

к направлению на Солнце. Но уже через 3 месяца вследствие движения Земли вокруг Солнца последнее окажется в плоскости орбиты, как на рис. 29, и солнечные возмущения в точках А и В достигнут максимальных значений. Эффект их действия в этих точках, однако, будет ничтожен из-за того, что они будут направлены поперек орбитальной скорости. В других точках орбиты в этом смысле эффект должен был бы быть больше, но там сами возмущающие ускорения меньше. Максимальные эффекты лунных возмущений для круговой орбиты высотой 100 000 км за один оборот таковы: увеличение периода обращения на 290 с, уход вперед на 570 км, боковое смещение спутника на 130 км, поворот плоскости орбиты на $4'10''$. Солнечные возмущения примерно в 2,2 раза меньше [2.1].

В целом круговые орбиты, даже очень большие, устойчивы против возмущений, если они слабо наклонены к плоскости эклиптики (или к плоскости орбиты Луны). Это ясно видно на примере орбит Луны и планет.

Совсем иначе обстоит дело с сильно вытянутыми эллиптическими орбитами, возмущения которых могут привести к полному разрушению орбиты.

Наиболее серьезно возмущения при этом сказываются на апогее орбиты, где возмущающее ускорение, во-первых, больше, чем в перигее, вследствие удаленности от Земли, во-вторых, по той же причине составляет большую долю от земного притяжения, в-треть-

их, воздействует на сравнительно малую орбитальную скорость. При этом эффект в апогее будет значительным в том случае, если возмущающее ускорение окажется направленным не поперек апогейной скорости (как бывает при совпадении большой оси орбиты с линией Земля — Луна), а по ней или против нее.

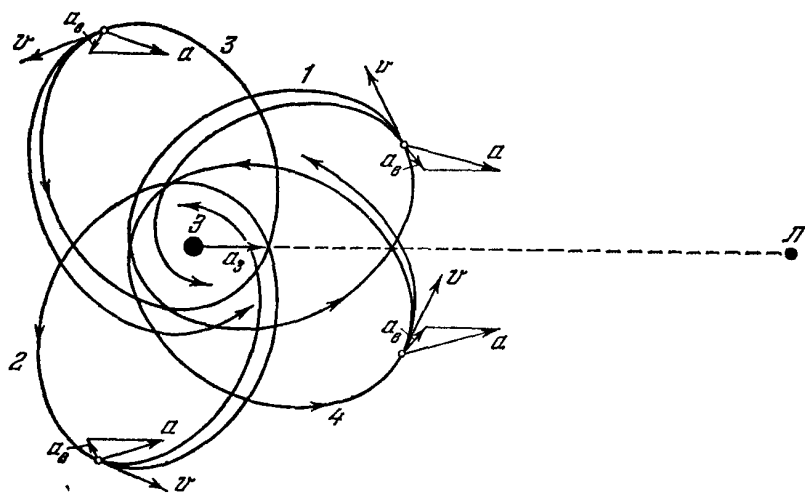


Рис. 30. Лунные возмущения эллиптических орбит.

На рис. 30 изображена примерная картина лунных возмущений для четырех по-разному расположенных одинаковых эллиптических орбит.

В апогеях эллипсов 1 и 2 возмущающие ускорения направлены против скорости, уменьшают ее и тем самым приводят к понижению перигеев. Напротив, в апогеях эллипсов 3 и 4 скорости увеличиваются, что вызывает повышение перигея. Интересно, что величина изменения высоты перигея зависит почти исключительно от высоты апогея и слабо связана с высотой перигея. При апогеях на высотах от 50 000 до 100 000 км изменение высоты перигея за виток достигает нескольких километров и даже десятков километров (65,5 км для орбиты с перигеем на высоте 50 000 км и апогеем на высоте 100 000 км [2.1]).

Если повышение перигея не чревато опасностями для спутника, то понижение его с каждым оборотом в конце концов приведет ко входу спутника в земную атмосферу и гибели его. Для очень больших эллиптических орбит геометрическая картина окажется более сложной, а так как период обращения может стать близок к периоду обращения Луны вокруг Земли, то сильное воздействие на апогейную скорость будет случаться реже, но зато сама апогейная скорость станет так мала, что эффект каждого «удачного» возмущения будет весьма велик.

Судьба спутника с апогеем, находящимся за орбитой Луны, может быть различной. Совместное действие лунных и

солнечных возмущений может привести спутник к гибели в результате опускания перигея или, наоборот, вырвать его из сферы действия Земли и перевести на орбиту искусственной планеты.

С первым случаем космонавтика столкнулась на практике, когда советская станция «Луна-3» после облета Луны оказалась на орбите спутника Земли с апогеем на расстоянии 480 000 км от центра Земли и перигеем на расстоянии 47 500 км (период обращения 15 суток). Апогей с каждым оборотом повышался, но до границы сферы действия было далеко, и понижение перигея привело к гибели станции через полгода, после 11 оборотов.

Второй случай произошел со станцией «Луна-4», которая, пройдя вблизи Луны, оказалась на орбите спутника с апогеем 700 000 км и перигеем 90 000 км (период обращения примерно месяц). За период с апреля 1963 г. до конца года апогей орбиты достиг границы сферы действия Земли.

§ 6. Спутники в точках либрации

Особый теоретический и отчасти практический интерес представляет такое действие притяжения Луны, которое вовсе не разрушает орбиту спутника Земли, но заставляет двигаться его по неизменной круговой возмущенной орбите. Мы уже сталкивались с аналогичным случаем, когда говорили о влиянии сплюснутости Земли на экваториальный спутник.

Пять таких орбит были найдены еще Лагранжем в качестве частных решений задачи трех тел.

Обратимся к рис. 31, а. Будем считать, что Луна движется вокруг Земли по окружности со скоростью $v_L = 1,02$ км/с¹), притяжением Солнца пренебрежем.

Предположим, что в точках L_1, L_2, L_3, L_4, L_5 , расположенных относительно Земли и Луны так, как указано на чертеже (D — расстояние от Земли до Луны, равное 384 400 км), спутники получили определенные начальные скорости.

В точках L_1, L_2 и L_3 начальные скорости такие по величине, будто бы спутники в этих точках движутся как бы прочно скрепленными с прямой Земля — Луна. Величины начальных скоростей легко находятся графическим построением, показанным на рис. 31, а. Скорость в точке L_1 равна $v_L \cdot 0,85 = 0,87$ км/с, а в точке L_2 составляет $v_L \cdot 1,17 = 1,19$ км/с.

Оказывается, что и дальше спутники L_1, L_2, L_3 и Луна будут двигаться вокруг Земли, оставаясь все время на одной прямой,

¹) Такова истинная средняя скорость движения Луны по эллиптической орбите, определяемая как $\sqrt{f(M+m)/D}$, где D — большая полуось орбиты Луны, M и m — соответственно массы Земли и Луны, а f — гравитационная постоянная.

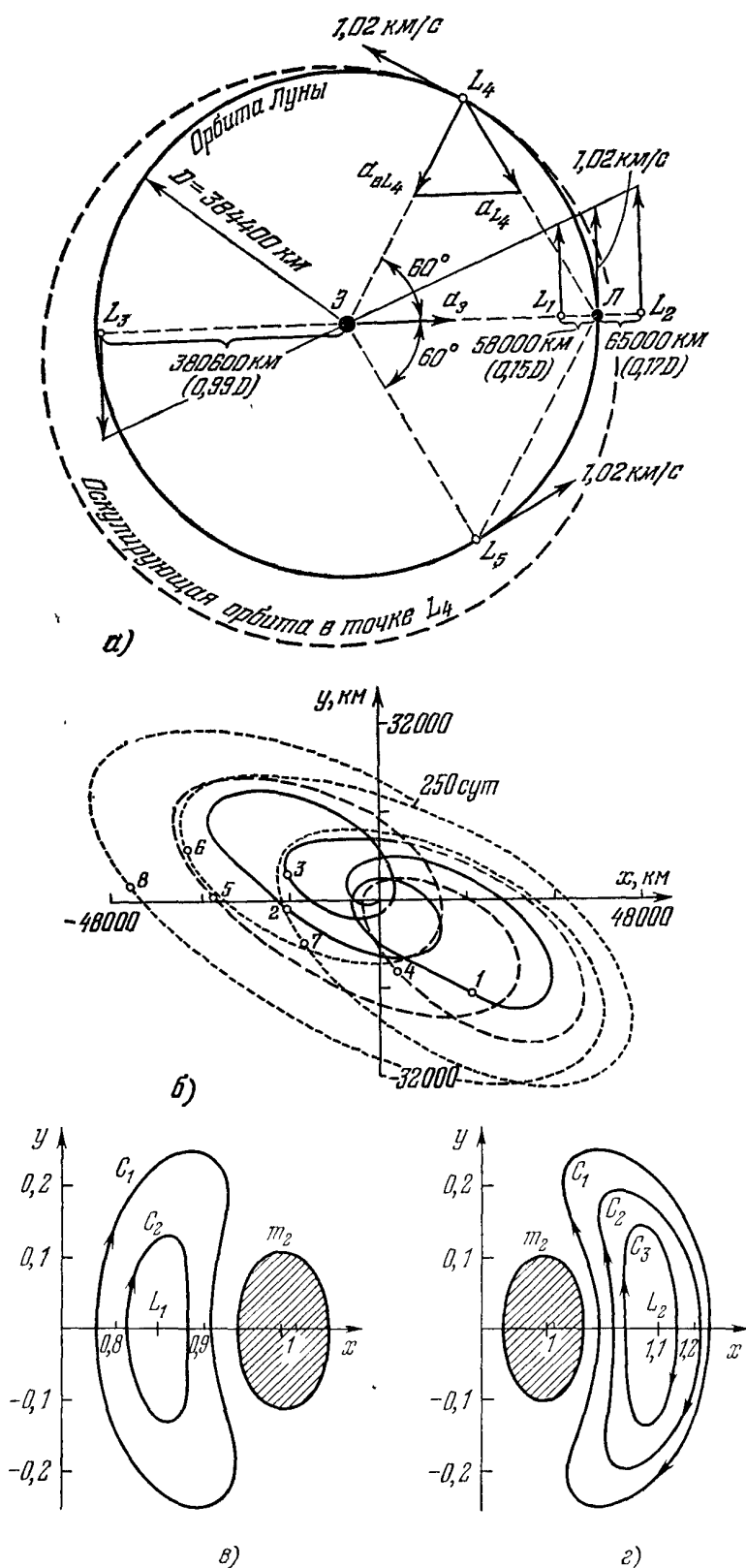


Рис. 31. Спутники в точках либрации: а) положения точек либрации; б) движение спутника, помещенного в точку L_4 под действием солнечных возмущений за 250 сут [2.6]; в) орбита вокруг L_1 ; г) орбита вокруг L_2 [2.7].

т. е. периоды обращения всех четырех тел будут одинаковы. Но это же невероятно! Не могут четыре спутника, находящиеся на круговых орбитах разных радиусов, иметь одинаковые периоды обращения! Но дело в том, что не могут — в задаче двух тел, а мы рассматриваем задачу трех тел, и теперь все обстоит иначе. Орбитальная скорость каждого искусственного спутника не равна местной круговой (относительно Земли) скорости. Так, например, круговая скорость в точке L_1 равна 1,11 км/с, а в точке L_2 — 0,94 км/с, т. е. истинная скорость спутника в точке L_1 меньше, а в точке L_2 больше значения, полагающегося в задаче двух тел.

Что касается скорости Луны, то она и в задаче двух тел должна быть больше местной круговой скорости, так как для нее верна не формула $v_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{r}}$, а формула

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{f(M+m)}{r}}.$$

Обратимся теперь к точкам L_4 и L_5 , образующим вместе с Землей и Луной два равносторонних треугольника. Сообщим в этих точках спутникам скорости по касательным к орбите Луны, в точности равные скорости Луны. Как мы сейчас выяснили, эти скорости будут больше местной круговой скорости, и, казалось бы, спутники L_4 и L_5 , обладая ничтожной массой, должны двигаться, в отличие от Луны, по эллипсам. Но ничуть не бывало! Притяжение Луны заставляет их двигаться все с той же неизменной скоростью по орбите Луны: один — на 60° впереди Луны, другой — на 60° позади.

Итак, все пять спутников под совместным действием Земли и Луны движутся так, что их первоначальное расположение все время остается неизменным. *В системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна, эти пять спутников неподвижны.* В этом смысле их иногда называют «стационарными». Точки L_1 , L_2 , L_3 носят название *коллинеарных* или *прямолинейных точек либрации*, а точки L_4 и L_5 — *треугольных точек либрации*. Попробуем дать объяснение странному поведению спутников в этих точках, воспользовавшись теорией возмущений.

По методу, использованному на рис. 28, построим возмущающие ускорения от Луны. Чтобы не загромождать чертеж, мы для точек L_1 , L_2 , L_3 укажем только конечный результат. Оказывается, в точках L_1 и L_3 возмущающие ускорения направлены от Земли. Вычитаясь арифметически из гравитационного ускорения, сообщаемого спутнику Землей, они как бы погружают спутники в воображаемое ослабленное центральное поле тяготения, для которого «необычные» скорости точек L_1 и L_3 как раз и будут круговыми. То же будет и для точки L_2 , но здесь скорость будет круговой в воображаемом усиленном поле тяготения.

В точках L_4 и L_5 построение возмущающих ускорений показывает, что они направлены к Земле и равны (треугольник ускорений равносторонний) ускорению, сообщаемому Земле Луной. Складываясь с гравитационным ускорением, возмущающее ускорение погружает спутник L_4 (и L_5) в усиленное поле тяготения, для которого скорость 1,02 км/с будет местной круговой.

Если бы Луна вдруг исчезла, спутники в точках либрации стали бы двигаться по оскулирующим эллипсам, примерный вид одного из которых — для точки L_4 — показан на рис. 31, а.

Остается только добавить, что *треугольные точки либрации L_4 и L_5 являются устойчивыми, а прямолинейные L_1 , L_2 и L_3 — неустойчивыми*. Это значит, что если в начальный момент спутник будет расположен не в точке L_4 , а в малой ее окрестности и будет иметь достаточно малую скорость, то он и дальше останется в этой окрестности. В окрестности же любой из точек L_1 , L_2 , L_3 (сколь угодно близко от них) любая сколь угодно малая сообщенная скорость заставит спутник уйти из этой окрестности [2.5, 2.6].

Свойство устойчивости точек L_4 и L_5 заставило предположить, что, быть может, в окрестностях их могут скапливаться облака космической пыли. И, действительно, такие облака наблюдались в телескоп («облака Кордылевского»). Они показывают, что и в реальной действительности — в некруговой задаче, при участии солнечных возмущений — треугольные точки либрации обладают замечательным свойством удерживать объект около себя.

На рис. 31, б показана проекция на плоскость орбиты Луны траектории материальной точки, помещенной в начальный момент без относительной скорости в точку либрации L_4 , под действием солнечных возмущений. Принято, что орбиты Земли вокруг Солнца и Луны вокруг Земли — круговые, учтен взаимный наклон плоскостей орбит и предполагается, что в начальный момент все три небесных тела были на одной прямой (момент затмения Солнца). Мы видим, что происходит в течение первых 250 суток (цифры указывают счет месяцев от начала движения, ось x параллельна линии Земля — Луна, пунктирные участки помогают лучше разглядеть кривую). Читатель поверит, что происходит дальше (считала ЭВМ!). Петляя, объект к исходу 850 сут удалится на 190 000 км от точки L_4 , затем начнет приближаться, достигнув расстояния 24 000 км к моменту 1460 сут, и т. д. Петли делаются более правильными (особенно крупные), хотя периодически увеличиваются и сокращаются [2.6].

Что касается коллинеарных точек либрации, то, хотя они и не могут удерживать около себя объект, вокруг них существуют орбиты, по которым может двигаться космический аппарат. На рис. 31, в и г [2.7] показаны такие орбиты вокруг соответственно

точек L_1 и L_2 , причем учтена эллиптичность орбиты Луны¹⁾. Космические аппараты на таких орбитах при наблюдении с Земли кажутся колеблющимися перед Луной и позади Луны. Если же сообщить им небольшой толчок в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты Луны (плоскости чертежа), то они начнут выписывать замысловатые пространственные кривые, оставаясь один впереди, другой позади Луны. Зачем это нужно, мы увидим в § 8 гл. 12.

Если в наших рассуждениях заменить Землю Солнцем, а Луну Землей, то можно предвидеть существование точек либрации в этой системе. В частности, точки L_1 и L_2 будут при этом лежать на линии Солнце — Земля по разные стороны от Земли: L_1 на расстоянии 1,49 млн. км, L_2 — 1,50 млн. км, т. е. вне сферы действия Земли, примерно на границе сферы Хилла и внутри сферы влияния (§ 7 гл. 2). Тела в этих точках могут считаться спутниками Земли (период обращения — 1 год), но могут — и спутниками Солнца (тот же период обращения). Мы обратимся к ним в гл. 15.

§ 7. Влияние давления солнечного света

Влияние давления солнечного света на движение спутников определяется «парусностью» спутника — соотношением между поверхностью спутника и его массой. Чем меньше размеры спутника, тем, вообще говоря, «парусность» спутника больше. По этой причине, например, давление солнечного света даже выметает из Солнечной системы мелкие метеорные частицы. Это объясняется тем, что с уменьшением размеров поверхность уменьшается пропорционально квадрату размера, а масса — пропорционально кубу его, т. е. быстрее.

Световое давление становится ощутимым для небольших легких спутников с высотой полета более 500 км. Ниже большее значение имеют неустойчивые колебания плотности верхней атмосферы [2.1].

Естественно, что главный эффект воздействия световых возмущений наблюдается в тех местах орбиты, где солнечные лучи подгоняют или, наоборот, тормозят спутник.

Сильному световому воздействию подвергались спутники типа «иголок», запущенных в США в 1963 г. со спутника «Мидас-6» на высоте 3600 км для создания вокруг земного шара кольца, отражающего радиоволны (длина «иголки» 17,8 мм, диаметр 0,018 мм). Через несколько лет «иголки» вошли в атмосферу, а спутник «Мидас-6» просуществует на орбите не менее 100 000 лет.

¹⁾ Орбиты на рис. 31, *в* и *г* построены в системе отсчета, вращающейся равномерно (один оборот за сидерический месяц). Луна, двигаясь по эллиптической орбите, в такой системе слегка колеблется относительно своего среднего положения, занимая положение внутри заштрихованных областей. Деления на осях указывают доли от среднего расстояния Земля — Луна (384400 км).

Значительное влияние со стороны светового давления испытывали большие американские надувные спутники типа «Эхо-1», «Эхо-2», «Пагеос-1», хорошо отражавшие солнечные лучи.

12 августа 1960 г. в США был запущен на почти круговую орбиту высотой около 1600 км спутник «Эхо-1», предназначенный для пассивной ретрансляции радиосигналов между пунктами земной поверхности на большие расстояния. Представляя собой легкий сферический баллон массой 68 кг и диаметром 30 м, этот спутник обладал большой «парусностью» по отношению к давлению солнечного света. В результате его орбита из круговой примерно через пять месяцев превратилась в эллиптическую с перигеем на высоте около 900 км и апогеем на высоте 2200 км. За следующие пять-шесть месяцев орбита опять возвратилась к почти круговой форме, после чего снова начала вытягиваться. В момент регулярных погружений перигея в несколько более плотные слои атмосферы (хотя и весьма-весьма разреженные) начинала сказываться «парусность» спутника по отношению к атмосферному сопротивлению, что привело к постепенному опусканию орбиты и входу спутника в атмосферу в мае 1968 г. Последняя ступень ракеты-носителя спутника, движущаяся по первоначальной орбите спутника, вероятно, просуществует несколько тысяч лет.

Строго говоря, помимо прямых солнечных лучей на спутник действуют еще и лучи, отраженные от земной поверхности, а также *тепловое излучение Земли*. Это последнее стремится как бы оттолкнуть спутник от Земли, причем величина отталкивания, конечно, различна над различными участками поверхности. Она может достигать 24% от прямой солнечной радиации, и при использовании таких спутников, как геодезические, ею пренебрегать нельзя [2.7a].

Завершая обзор возмущений орбит спутников, вызываемых различными влияниями, заметим, что спутник в целом представляет собой как бы чувствительный прибор, показаниями которого служат особенности его движения, наблюдаемые с Земли. Они позволяют немало узнать о нашей планете, о ее атмосфере и даже о Солнце.

§ 8. Движение спутника относительно земной поверхности

Назовем *проекцией* спутника на земную поверхность точку, в которой радиальная прямая (линия, соединяющая спутник с центром Земли) пересекает поверхность земного шара. При движении спутника вокруг Земли, вращающейся внутри его орбиты, проекция прочерчивает на земной поверхности некоторую линию, которая называется *трассой спутника*. Трасса соединяет те пункты материков и океанов, над которыми спутник в разные моменты

времени оказывается в зените, т. е. над головой наблюдателя¹⁾. Форма трассы определяется главным образом наклоном орбиты и периодом обращения. Благодаря тому, что трасса вычерчивается спутником на вращающейся Земле, угол пересечения трассой экватора всегда отличается от наклона орбиты. В частности, для полярных орбит он не равен 90° (при пересечении экватора проекция спутника отклоняется к западу).

Для спутников с низкими орбитами и прямым движением (наклон меньше 90°) трасса напоминает синусоиду, многократно опоясывающую земной шар. Эта форма трассы всем хорошо известна со времени запуска первого искусственного спутника Земли, и мы

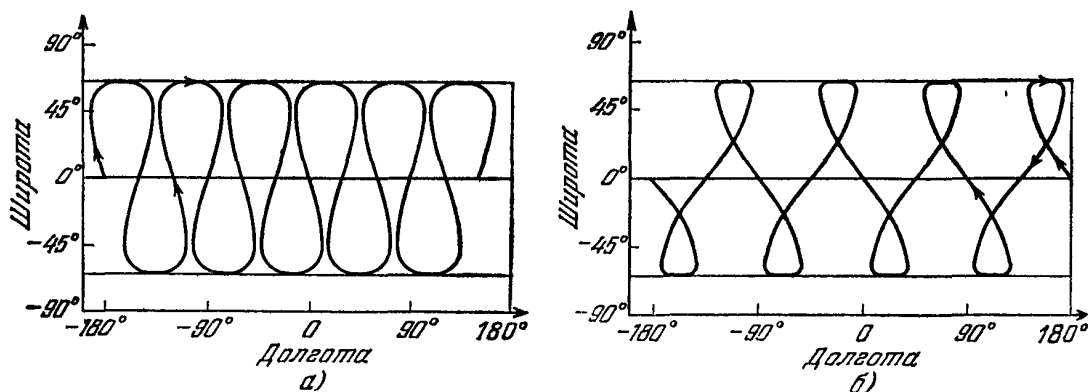


Рис. 32. Трассы спутников с круговыми орбитами при наклоне 65° и периодах обращения: а) 20 ч; б) 30 ч [2.1].

ее не приводим. На подобных трассах движение всюду направлено к северо-востоку или юго-востоку, а в крайних северных и южных точках — на восток.

Дело обстоит иначе при больших периодах обращения. Даже при движении спутника в сторону вращения Земли его проекция может отставать от вращения Земли (особенно вблизи экватора, где линейная скорость точек поверхности больше), и тогда движение по крайней мере на части трассы будет происходить в западном направлении (рис. 32) [2.1].

Спутник связи, а также спутник для исследования земной поверхности часто запускаются на кратнопериодические орбиты (их иногда называют также *синхронными*), т. е. орбиты с периодом обращения, почти соизмеримым со временем одного оборота Земли вокруг оси (звездные сутки 23 ч 56 мин 4 с). «Почти» объясняется прецессией орбиты: если бы поле тяготения Земли было центральным, то выбирался бы период, в точности соизмеримый звездным суткам. Трассы таких спутников представляют собой замкнутые

¹⁾ Утверждая это, мы пренебрегаем несферичностью Земли и связанным с нею отклонением вертикали, указывающей направление на зенит, от радиальной прямой. Это отклонение максимально на широте 45° , где оно равно $11'34''$.

линии, так что над любой точкой трассы спутник появляется периодически и вовсе не появляется над ограниченными областями, «лежащими в стороне». Пример — спутник связи «Молния-1» [2.4].

Частным случаем синхронного спутника является *суточный спутник* — с периодом обращения, равным звездным суткам. В случае, если его орбита круговая, ее средняя высота (Земля сплюснута у полюсов!) должна составлять 35 793 км (радиус орбиты 42 164 км). Круговая скорость на этой высоте 3075 м/с.

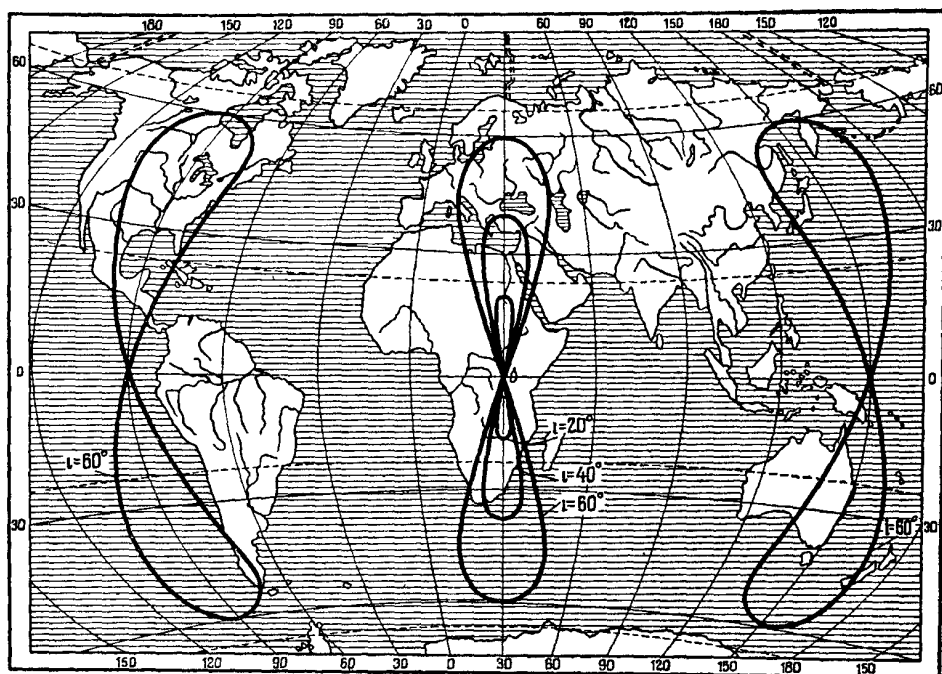


Рис. 33. Трассы суточных спутников с круговыми орбитами [2.8].

На рис. 33 показаны трассы пяти суточных спутников с круговыми орбитами, обладающими наклонами 60, 40 и 20°. Эти трассы «восьмерки» не опоясывают земной шар, а лежат на одной его стороне (при обратном движении дело бы обстояло иначе) [2.8].

Наконец, частным и чрезвычайно важным в практическом отношении случаем суточного спутника является *стационарный спутник*, круговая орбита (с прямым обращением) которого лежит в плоскости экватора. Трасса такого спутника вырождается в точку на экваторе. *Стационарный спутник неподвижен в системе отсчета, связанной с вращающейся Землей.* С учетом размера экваториального вздутия (но без учета его притяжения) высота стационарной орбиты над земной поверхностью равна 35 786 км.

Описывая трассы спутников, мы считали их движение невозможным. Наиболее существенно на трассах низких спутников сказываются возмущения от несферичности Земли. Стационарный спутник должен фактически иметь орбиту радиуса, превышающего

42 164 км, так как благодаря экваториальному вздутию Земли он, находясь на орбите указанного радиуса, обгонял бы поверхность Земли. Он также должен совершать долготные колебания благодаря тому, что Земля, помимо того, что сплюснута у полюсов, имеет также «поперечное» сжатие (экваториальное сечение Земли представляет собой не круг, а эллипс), и испытывать сравнительно сильное возмущающее влияние притяжений Солнца и Луны. Поэтому стационарные спутники снабжаются корректирующими двигательными установками, которые должны их удерживать над определенными пунктами экватора. С этой целью на американских стационарных спутниках используются электрические двигатели.

Глава 5

АКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

§ 1. Выведение спутника на орбиту с низким перигеем

При выведении спутника на орбиту ракета-носитель обычно сообщает ему начальную скорость после пересечения плотных слоев атмосферы на высоте, не меньшей 140 км. В момент, когда достигнута необходимая орбитальная скорость, двигатель последней ступени ракеты-носителя выключается. Далее от этой ступени могут отделяться один или несколько искусственных спутников, предназначенных для разных целей. В момент отделения спутник получает небольшую дополнительную скорость. Поэтому начальные орбиты спутника и последней ступени ракеты-носителя всегда несколько отличаются между собой.

Помимо одного или нескольких спутников с той или иной аппаратурой и последней ступени ракеты-носителя, обычно на близкие орбиты выводятся и некоторые детали, например части носового обтекателя, защищающего спутник при прохождении плотных слоев атмосферы, и т. п.

На рис. 34 показана схема запуска корабля-спутника «Восток». На корабле «Восток» 12 апреля 1961 г. Ю. А. Гагарин совершил первый в истории пилотируемый орбитальный полет.

В принципе начальной точкой движения спутника может быть любая точка его орбиты, но характеристическая скорость ракеты-носителя будет минимальной, если активный участок кончается вблизи перигея. В случае, когда перигей находится вблизи плотных слоев атмосферы, особенно важно, чтобы приобретенная спутником при разгоне скорость не была меньше заданной величины и чтобы ее направление минимально отклонялось от горизонтального. В противном случае спутник войдет в плотные слои атмосферы, не завершив и одного оборота (такие объекты и не регистрируются в качестве спутников).

Если запланированная орбита расположена достаточно высоко, то небольшие ошибки не грозят гибелью спутнику, но из-за них

полученная орбита, даже если она не пересечет плотные слои атмосферы, может оказаться непригодной для намеченных научных целей.

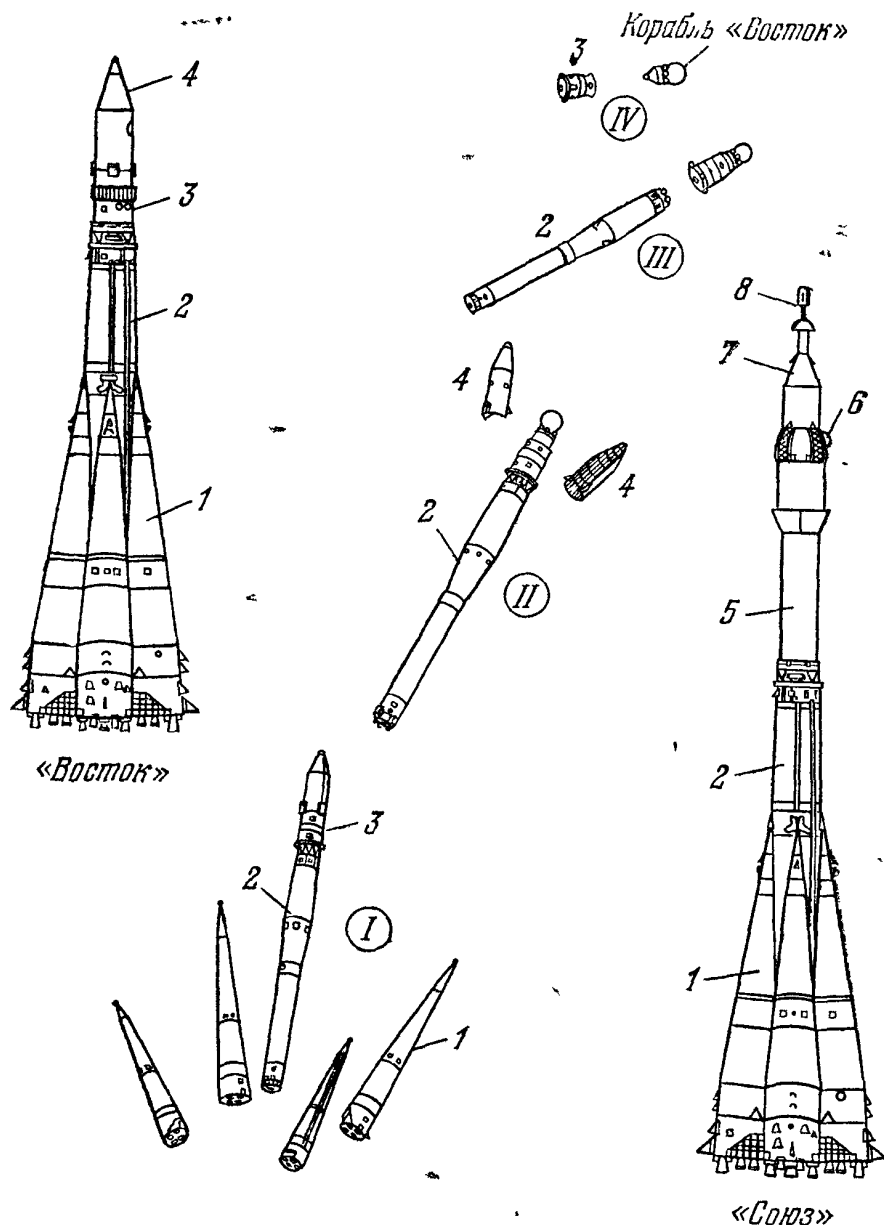


Рис. 34. Схемы ракет-носителей «Восток», «Союз» и этапов выведения на орбиту корабля «Восток»: 1 — один из четырех боковых блоков первой ступени, 2 — центральный блок (вторая ступень), 3 — третья ступень ракеты «Восток», 4 — головной обтекатель ракеты «Восток», 5 — третья ступень ракеты «Союз», 6 — корабль «Союз», 7 — головной обтекатель ракеты «Союз», 8 — система аварийного спасения корабля «Союз», I — отделение боковых блоков, II — отделение головного обтекателя, III — разделение второй и третьей ступеней, IV — отделение третьей ступени от корабля «Восток».

Участок выведения на орбиту обычно включает в себя один или больше пассивных интервалов. При достаточно высоком пе-

ригее орбиты, на которую выводится спутник, пассивный участок выведения может иметь более 10 000 км в длину.

Траектория выведения, представляющая собой, вообще говоря, пространственную кривую, расположена вблизи плоскости орбиты спутника. Если запуск производится точно в восточном направлении, то наклон плоскости орбиты равен широте места запуска. При этом плоскость орбиты касается параллели. Во всех остальных случаях наклон орбиты может быть только больше широты космодрома (в частности, при запуске в западном направлении, когда плоскость орбиты также касается параллели космодрома, наклон должен быть больше 90°).

Меньше широты места запуска наклонение орбиты может быть только в том случае, если предусмотрен маневр изменения плоскости орбиты уже после вывода на нее.

На активном участке от ракеты-носителя может отделиться спутник еще до выключения последней ступени. После выключения может отделиться второй спутник. Очевидно, орбиты двух спутников будут различны, но их перигейные высоты будут отличаться мало, так как за время дополнительного разгона последняя ступень не могла подняться слишком высоко. Апогеи же могут находиться на совсем разных высотах, ибо даже небольшое увеличение начальной скорости резко поднимает апогей (вспомним рис. 17 в § 5 гл. 2). По такому методу были в январе 1964 г. запущены советские спутники «Электрон-1, -2» для изучения внутренней и внешней частей пояса радиации (перигей на высотах 406 и 460, а апогеи — 7100 и 68 200 км соответственно).

Все сказанное выше справедливо и в том случае, если вместо ракеты-носителя используется аппарат многоразового употребления — орбитальный самолет, пилотируемый человеком (см. § 4 гл. 7).

§ 2. Многоимпульсное выведение

Всякое целенаправленное изменение орбиты спутника называется *орбитальным маневрированием*. Мы познакомимся с ним, прежде всего, на примерах выведения спутников на такие орбиты, которые не могут быть получены при применении способов, описанных в § 1. При этом мы заставим спутник переходить с одной орбиты на другую.

В случаях, когда намеченная орбита спутника — круговая на большой высоте, или эллиптическая с высоким перигеем, или эллиптическая с низким перигеем, но с апогеем, расположенным в определенной области пространства, может оказаться необходимым предварительный вывод спутника на низкую промежуточную орбиту. При этом требуются дополнительные импульсы, сообщаемые верхней ступенью ракеты или бортовым двигателем спутника.

Предположим, что, имея космодром в точке A (рис. 35), мы желаем вывести спутник на эллиптическую орбиту с апогеем, расположенным над точкой A . Разогнав спутник до круговой скорости в точке B , мы выведем его на низкую промежуточную орбиту 1. Если теперь сообщить спутнику в точке C приращение скорости, включив двигатель новой ступени или повторно включив предыдущую ступень, то спутник перейдет на эллиптическую орбиту 2 с апогеем D , расположенным над A . Подобный прием используется при запусках советских спутников связи типа «Молния», апогеи которых должны располагаться на высоте приблизительно 40 000 км непременно над северным полушарием (но, конечно, не обязательно над космодромом). Трудность такого запуска в том, что точка C находится вне зоны радиовидимости радиолокационных станций слежения.

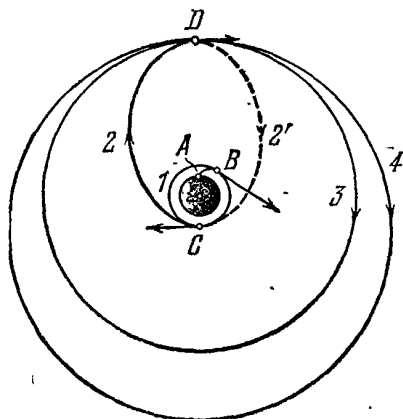


Рис. 35. Многоимпульсное выведение с использованием низкой промежуточной орбиты.

Если в апогее эллиптической орбиты сообщить еще одно приращение скорости, то можно перевести спутник на новую орбиту. В частности, если довести скорость в точке D до местной круговой, то спутник перейдет на круговую орбиту 3. Если точка D находится на высоте 35 793 км, то мы получим су-

точный спутник с орбитальной скоростью 3,08 км/с, а если вдобавок космодром A и орбита находятся в плоскости экватора, то — стационарный. (Говоря о высоте, пренебрегаем экваториальным вздутием.) Если же точка A не находится на экваторе (как и было всегда до сих пор), то понадобится в момент пересечения экваториальной плоскости еще одним импульсом исправить положение плоскости орбиты. Положение точки C на промежуточной орбите 1 выбирается с таким расчетом, чтобы стационарный спутник находился над заданной точкой экватора. Обычно вследствие погрешностей в периоде обращения спутника это удастся не сразу. Спутник начинает медленно «дрейфовать» на восток или на запад, и необходимы дополнительные *коррекции орбиты*, чтобы остановить его над заданной точкой, а впоследствии и компенсировать неизбежные возмущения.

Чтобы прекратить дрейф стационарного спутника, необходимо опустить орбиту, если спутник отстает от земной поверхности, или поднять ее, если спутник обгоняет вращение Земли. При этом в первом случае понадобится *тормозить* спутник (все равно — с помощью импульсного химического или с помощью непрерывно действующего электрического двигателя), а во втором — разгонять его. Налицо новый парадокс.

Вернемся, однако, к моменту, когда спутник, двигаясь по промежуточной орбите 2, достиг точки D (не обязательно на высоте 35 793 км). Теперь можно преувеличить с помощью бортового двигателя местную круговую скорость, и тогда точка D станет перигеем новой эллиптической орбиты 4. Таким путем выводятся спутники на эллиптические орбиты с высокими перигеями. В качестве примера можно указать американский суточный астрономический спутник IUE, запущенный 26 января 1978 г. на орбиту с перигеем на высоте 25 000 км и апогеем на высоте 46 000 км.

Любопытно, что, используя промежуточные орбиты 1 и 2 (рис. 35), можно с помощью одной ракеты-носителя вывести два спутника на одну и ту же круговую орбиту (или почти одну и ту же) так, чтобы они находились одновременно в двух существенно разных точках этой орбиты. Для этого достаточно после вывода одного спутника на орбиту 3 в точке D позволить второму спутнику совершить целое обращение по орбите 2, чтобы при новом приходе в апогей D быть, наконец, выведенным на орбиту 3. Можно так подобрать периоды обращения орбит 2 и 3, чтобы оба спутника оказались друг от друга на заданном расстоянии по дуге орбиты (в принципе даже на концах одного диаметра). Таким путем в США в 1963, 1964, 1965 и 1967 гг. были выведены на почти круговые орбиты высотой примерно 100 000 км четыре пары спутников-инспекторов «Вела-Хоутел» (для обнаружения ядерных взрывов в космосе), причем один спутник в паре опережал на $130\text{--}140^\circ$ другой. При всех запусках на промежуточной орбите 2 оставался еще и третий, научный, спутник.

В сентябре 1972 г. и в октябре 1973 г. на очень высокие сравнительно близкие орбиты были выведены американские спутники IMP-H («Эксплорер-47») и IMP-J («Эксплорер-50») — первый на высоту $203\,900\div 248\,500$ км, а второй на $141\,224\div 288\,940$ км (расстояние от центра Земли $23\div 46$ радиусов Земли). Их периоды обращения составляли примерно 12 ч, причем второй был выведен с таким расчетом, чтобы он оставался в течение 1000 сут позади первого на $90\div 180^\circ$. При запусках этих спутников переходная орбита 2 ориентировалась таким образом, чтобы можно было избежать губительных лунно-солнечных возмущений.

Мы познакомились с несколькими примерами *многоимпульсных маневров* в околоземном пространстве.

Приведем пример, показывающий, как можно добиться уменьшения расхода топлива при запуске спутника на высокую круговую орбиту, если ввести еще один дополнительный импульс скорости (рис. 36) [2.9].

Первоначально ракета-носитель выводит спутник в точке A на сильно вытянутую эллиптическую орбиту 1 (возможно, после вывода на низкую промежуточную орбиту, но это не обязательно). Апогей B эллипса при этом должен располагаться значительно

выше намеченной круговой орбиты. При достижении апогея B спутнику сообщается дополнительный горизонтальный импульс в направлении движения, который переводит его на новую орбиту 2 с перигеем C на высоте намеченной круговой орбиты. При достижении перигея C спутнику сообщается тормозной горизонтальный импульс, доводящий его скорость до местной круговой, в результате чего спутник выходит на круговую орбиту 3. На ту же орбиту 3 спутник можно было бы вы-

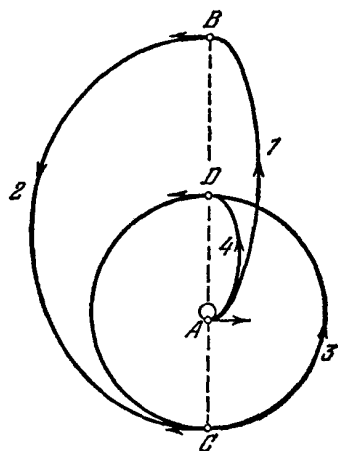


Рис. 36. Выведение по «обходной» траектории [2.9]

вести и более простым путем, отправив его по полуэллиптической траектории перехода 4 с апогеем D , лежащим на высоте орбиты 3, и сообщив ему в точке D импульс, доводящий апогейную скорость до местной круговой.

Но оказывается, что если радиус круговой орбиты 3 превышает 11,9 радиуса Земли, то описанная трехимпульсная ¹⁾ операция (с траекторией вывода ABC) энергетически выгоднее двухимпульсной операции (с траекторией вывода AD), т. е. сумма импульсов в точках A , B и C в первом случае меньше суммы импульсов в точках A и D во втором случае. Для вывода на орбиты радиуса менее 11,9 R (R — радиус Земли) более выгоден двухимпульсный маневр. Для

«пограничной» орбиты указанного радиуса оба варианта дают одну и ту же сумму импульсов. При этом выигрыш тем больше, чем на большее удаление посылается спутник по траектории 1, т. е. чем выше апогей B . В этом смысле иногда говорят о запуске «через бесконечность». Фактическим пределом является, конечно, граница сферы действия Земли. Описанная траектория выведения спутника была названа «обходной» [2.9].

Сказанное дает яркую картину того, какие возможности в принципе таятся при умелом планировании многоимпульсных маневров в центральном поле тяготения, хотя практический выигрыш для конкретного, земного, поля тяготения, быть может, и не столь велик.

Так, если орбита 3 имеет радиус $50R$, а расстояние точки B от центра Земли равно $100R$, то импульсы в точках A , B и C равны соответственно 11 134 м/с, 535 м/с, 173 м/с, т. е. их сумма составляет 11 842 м/с, а для двухимпульсного маневра в точке A — 11 079 м/с, в точке D — 897 м/с, т. е. сумма импульсов равна 11 976 м/с. Таким образом, выигрыш составляет 134 м/с [2.9].

¹⁾ Первый импульс может сообщаться в точке A непосредственно при старте с Земли. Промежуточная низкая орбита, не изображенная на рис. 36, необходима лишь при невыгодном географическом расположении космодрома.

Заметим, что орбита радиуса $11,9R$ имеет теоретическое значение еще в одном отношении. Если мы будем рассматривать двухимпульсные запуски на круговые орбиты все большего радиуса, то сумма двух импульсов (начального горизонтального и разгонного в апогее) будет постепенно увеличиваться. Но так будет происходить только до орбиты радиуса $11,9R$, а для более высоких орбит сумма двух импульсов будет уменьшаться. В пределе для бесконечно высокой круговой орбиты нужен начальный импульс, равный второй космической скорости $11,19$ км/с, и нулевой импульс на бесконечности. Иными словами, при двухимпульсном запуске с использованием полуэллиптической орбиты перехода *сумма обоих импульсов увеличивается до орбиты радиуса $11,9R$, а затем уменьшается, стремясь к предельному значению, равному второй космической скорости* [2.9].

Легко заметить, что суммарная характеристическая скорость при двухимпульсном запуске изменяется совсем не так, как «минимальная характеристическая скорость», которую можно интерпретировать как скорость «запуска на натянутом тросе» (§ 1 гл. 3). Последняя, как мы видели, по мере роста высоты круговой орбиты спутника неуклонно возрастает, причем для бесконечно высокой орбиты ее значение достигает величины второй космической скорости. При двухимпульсном же запуске суммарная характеристическая скорость возрастает вначале быстрее, достигает максимума при радиусе орбиты $11,9R$ и затем постепенно падает до величины второй космической скорости. Отсюда видно, что «запуск на натянутом тросе», соответствующий нижнему теоретическому пределу энергетических затрат (и, следовательно, минимальная начальная характеристическая скорость), мало отвечает реальным условиям запусков на высокие орбиты.

Во всех предыдущих рассуждениях можно заменить горизонтальный старт с поверхности Земли стартом с орбиты спутника, и все выводы относительно замечательных свойств орбиты радиуса $11,9R$ останутся в силе, только теперь под R нужно будет понимать радиус первоначальной круговой орбиты.

Выбор оптимального многоимпульсного перехода между несоосными и эллиптическими орбитами гораздо более труден (хотя бы и в плоском случае).

§ 3. Изменение плоскости орбиты

Орбитальное маневрирование с изменением плоскости орбиты возможно на практике лишь в весьма ограниченных масштабах.

Допустим, что мы желаем повернуть плоскость орбиты на угол α вокруг линии, соединяющей спутник в некоторый момент времени с центром Земли, причем не хотим изменения ни размеров, ни формы орбиты. Если орбита круговая или спутник в этот

момент находится в перигее или апогее, для такой операции достаточно повернуть вектор скорости на тот же угол α . Из равнобедренного треугольника скоростей легко найдется дополнительный импульс скорости

$$\Delta v = 2v \sin \frac{\alpha}{2},$$

где v — орбитальная скорость. Чтобы превратить экваториальную круговую орбиту в полярную ($\alpha=90^\circ$), необходимо добавить скорость $v\sqrt{2}$, т. е. параболическую! Обладая нужными запасами топлива, такой спутник с низкой околоземной орбиты мог бы улететь на Луну или на Марс, совершить там посадку и затем вернуться на Землю!

Попробуем решить нашу задачу обходным путем. Переведем спутник с помощью бортового двигателя с круговой орбиты на очень сильно вытянутую эллиптическую (типа орбиты 4 на рис. 17). Скорость в ее апогее ничтожна и повернуть ее на любой угол ничего не стоит (в «бесконечности» импульс перехода в новую плоскость движения равен нулю). В момент возвращения в точку старта с первоначальной орбиты понадобится затормозить движение до круговой скорости. Чем длиннее эллиптическая орбита, тем меньше сумма трех импульсов скорости. В пределе она равна

$$(v_{кр} \sqrt{2} - v_{кр}) + 0 + (v_{кр} \sqrt{2} - v_{кр}) = 2v_{кр} (\sqrt{2} - 1) = 0,828v_{кр},$$

что в случае начальной высоты 200 км составит примерно 6,4 км/с — тоже не столь уж малую величину (достаточна для совершения посадки на Луне!).

Для малых углов поворота α нет смысла переходить «через бесконечность». Выгода будет обнаруживаться, начиная с некоторого угла α^* , который для круговой орбиты определится из уравнения

$$2v_{кр} \sin \frac{\alpha^*}{2} = 2v_{кр} (\sqrt{2} - 1),$$

или

$$\sin \frac{\alpha^*}{2} = 0,414,$$

откуда $\alpha^* = 48^\circ 54'$. Недостаток «перехода через бесконечность» («бипараболического перехода», как еще говорят) заключается в «бесконечно большом» времени операции: в случае залета за лунную орбиту оно превышает 10 сут.

Переход через бесконечность может оказаться практически выгодным, если речь идет не только об изменении наклона орбиты, но и одновременно о ее подъеме, в частности если требуется пере-

вести спутник с низкой орбиты, сильно наклоненной к экватору, на стационарную орбиту. При этом трехимпульсный переход может оказаться выгоднее двухимпульсного несмотря на то, что радиус стационарной орбиты значительно меньше критического радиуса $11,9R$. Эта выгода обнаруживается, если наклонение низкой первоначальной орбиты больше $38,6^\circ$ ¹⁾.

Для наклонения $i=50^\circ$ сумма импульсов при переходе через бесконечность в случае старта с начальной орбиты радиуса 6630 км равна 4,485 м/с. Если же апогейное расстояние, на котором сообщается второй импульс (точка *B* на рис. 36), равно 400 000 км, то сумма импульсов превышает указанную величину на 45 м/с. Вся операция требует примерно 11 сут [2.10]²⁾.

Повороту плоскости орбиты может способствовать и аэродинамический маневр при наличии подъемной силы — проход через атмосферу планеты, хотя и требующий довольно сложного управления, но приводящий к экономии топлива. Например, можно почти полностью избавиться от последнего импульса при переходе через бесконечность, так же как это делается вообще при возвращении из района Луны (см. § 3 гл. 11). Но и при низкой орбите возможен такой маневр [2.11]: тормозной импульс заставляет спутник сойти с орбиты, чтобы затем, войдя в плотные слои атмосферы (граница на высоте 100 км), совершить в них вираж и выйти из них уже в другой плоскости со скоростью меньшей, чем скорость входа. Остается теперь двумя разгонными импульсами вывести спутник на орбиту прежней высоты, заодно увеличив еще несколько отклонение плоскости орбиты. Для реальных значений аэродинамических коэффициентов и высоты орбиты до 600 км таким путем можно повернуть орбиту на $40\div 50^\circ$, выиграв по сравнению с чисто ракетным поворотом массу топлива, составляющую от 0,2 до 0,3 начальной массы спутника на орбите.

§ 4. Спуск с орбиты

Простейшим орбитальным маневром является спуск корабля-спутника на Землю.

Траекторию спуска можно разделить на три характерных участка.

Первый, переходный, участок простирается от точки схода спутника с орбиты до входа в плотные слои атмосферы, верхнюю границу которых можно считать расположенной на высоте пример-

¹⁾ Или если широта космодрома, с которого запускается стационарный спутник, больше указанной величины.

²⁾ С оригинальным способом запуска стационарного спутника с высоких широт мы познакомимся в § 5 гл. 9.

но 100 км Этот участок называют *траекторией снижения*. Он характерен тем, что аэродинамические силы на нем невелики и их можно рассматривать как возмущающие, подобно тому как мы это делали при рассмотрении эволюции орбиты спутника в атмосфере.

Второй участок является основным. На нем спускаемый аппарат испытывает воздействие больших аэродинамических сил, в несколько раз превышающих силу тяжести. Этот участок наиболее опасен как в смысле перегрузок, испытываемых аппаратом и его экипажем, так и в смысле интенсивности нагрева.

На третьем, конечном, участке траектория быстро изгибается вниз и сила сопротивления в конце концов делается равной проекции силы тяжести на направление движения, т. е. спуск становится равномерным.

Вход в плотные слои атмосферы должен происходить достаточно полого, чтобы торможение в атмосфере происходило не слишком быстро, иначе космонавт испытает гибельную перегрузку (в качестве предельного обычно принимается коэффициент перегрузки, равный 10). Поскольку орбиты кораблей-спутников из-за радиационной опасности располагаются невысоко, для перехода на траекторию снижения достаточно сообщить спускаемому аппарату с помощью тормозной двигательной установки слабый ракетный импульс в сторону, противоположную полету. Для этого необходима предварительная ориентация корабля. Советские корабли-спутники типа «Восток» перед включением бортовой двигательной установки ориентировались на солнечный свет.

Наименьший импульс требуется в том случае, когда точка входа в плотные слои атмосферы находится на стороне Земли, противоположной точке схода с орбиты (трасса снижения охватывает дугу 180°). Однако такой маневр требует слишком большой точности величины и направления тормозного импульса. Обычно траектория снижения короче описанной и входит в плотные слои атмосферы несколько более круто, но угол входа не превосходит 5° . При этом выгоднее с точки зрения расхода топлива сообщить тормозной импульс не прямо противоположно движению, а под тупым углом к вектору скорости: оптимальный тормозной импульс должен иметь кроме трансверсальной еще и радиальную составляющую, направленную к Земле. Величина импульса составляет 150—200 м/с

Аэродинамическое торможение уменьшает скорость спускаемого аппарата от первой космической до 150—250 м/с. Дальнейшее торможение вплоть до мягкой посадки (скорость приземления не более нескольких метров в секунду) может осуществляться с помощью тормозной системы парашюта, свободно вращающегося ротора, небольшого ракетного двигателя. Свообразным методом торможения служит захват спускаемого аппарата самолетом с

помощью сети (применялся в США в 1960—1962 гг. при спусках с орбиты контейнеров спутников серии «Дискаверер»).

При полетах кораблей серии «Восток» спускаемый аппарат имел сферическую форму. Космонавт катапультировался из него на высоте 7 км и приземлялся на специальном парашюте. На высоте 4 км срабатывала парашютная система, обеспечивавшая приземление спускаемого аппарата. Была предусмотрена возможность спуска путем естественного торможения корабля в верхней атмосфере в случае невозможности схода с орбиты в результате отказа тормозной двигательной установки. Экипажи кораблей «Восход» приземлялись вместе со спускаемым аппаратом.

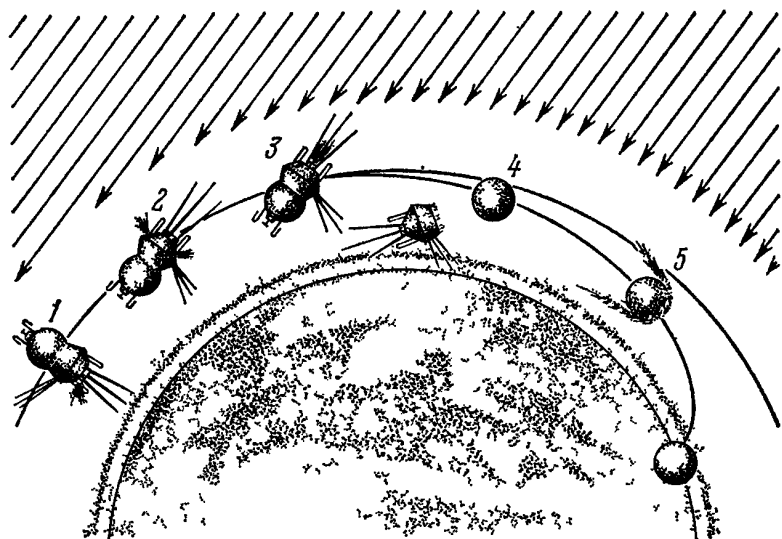


Рис 37 Схема спуска с орбиты корабля-спутника «Восток» 1 — начало ориентации (поиск Солнца), 2 — ориентированный полет, 3 — включение тормозной двигательной установки, 4 — разделение спускаемого аппарата и приборного отсека, 5 — вход в плотные слои атмосферы

На рис. 37 показана схема спуска корабля «Восток».

Описанный вариант спуска с орбиты называется *баллистическим* и характеризуется тем, что аэродинамическая сила состоит из одной лишь силы лобового сопротивления, а подъемная сила полностью отсутствует.

В баллистическом режиме спускались на воду американские корабли «Меркурий», имевшие форму конусов с большим лобовым сопротивлением

Гораздо более перспективным является иной вариант спуска, при котором существует подъемная сила и, следовательно, имеется *аэродинамическое качество*. Аэродинамическим качеством называется отношение величины подъемной силы к величине силы лобового сопротивления (или, короче, просто силы сопротивления). Обе эти величины пропорциональны плотности воздуха ρ , квадрату скорости v движения и размерам спускаемого аппарата.

Так же, как в § 4 гл. 4, мы можем записать:

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v^2}{2}, \quad F_{\text{под}} = c_y S \frac{\rho v^2}{2},$$

где S — некоторая характерная для спускаемого аппарата площадь, c_x и c_y — так называемые *коэффициенты сопротивления и подъемной силы*. Таким образом, аэродинамическое качество равно c_y/c_x .

Спуск, при котором действует подъемная сила, называется *планирующим* или *спуском с аэродинамическим качеством*. В случае баллистического спуска $c_y = 0$ и, следовательно, аэродинамическое качество равно нулю.

Планирующий спуск облегчает приземление космонавтов, так как медленное торможение, происходящее к тому же на большей высоте, приводит к уменьшению коэффициента перегрузки до величины порядка 3—4 (для баллистического спуска он составляет 8—10). Кроме того, при планирующем спуске существует возможность маневрирования по дальности, а также некоторого бокового маневрирования, что позволяет более точно осуществлять посадку. Планирующий спуск может включать в себя в принципе и моменты подъема вверх благодаря рикошетированию от атмосферы.

Спускаемые аппараты советских транспортных кораблей серии «Союз» осуществляют спуск с аэродинамическим качеством. На высоте 9,5 км раскрывается тормозной парашют, а затем основной купол парашютной системы. Непосредственно перед приземлением на высоте около 1 м срабатывает РДТТ системы мягкой посадки, вследствие чего скорость приземления составляет 3—4 м/с. Американские корабли-спутники «Джеминай» также спускались на Землю (на водную поверхность) с аэродинамическим качеством. С большим аэродинамическим качеством происходит спуск орбитального самолета (например, американского «Шатла»), причем его посадка на Землю не отличается от приземления обычного самолета.

Спуск на Землю с очень высоких орбит, если он когда-нибудь понадобится, будет связан с проблемами входа в атмосферу, характерными для возврата из района Луны, который будет рассмотрен в главе 11.

Здесь же мы отметим лишь одну теоретическую возможность, которая имеет практическое значение скорее для межпланетных (см. § 5 гл. 15), чем для околоземных полетов. Обратимся к рис. 36 (§ 2 гл. 5) и переменим на нем направления всех стрелок на траекториях на обратные, но сохраним направления стрелок — импульсов скорости. Тем самым мы обратим движение и вместо вывода спутника на орбиту 1 будем иметь его спуск с орбиты 1 по «обходной» траектории, заканчивающийся ракетным торможением в точке А. Очевидно, такой маневр дает выигрыш в сумме импуль-

сов по сравнению со спуском с орбиты 3 по траектории 4, если радиус орбиты 3 превышает $11,9R$ (R — радиус Земли, см. § 2 гл. 5). Благодаря же тому, что атмосфера Земли освобождает нас от ракетного торможения в точке A , энергетический выигрыш сопровождается предварительный подъем с орбиты 3 уже тогда, когда ее радиус составляет $4,8R$ [2.9]. Выигрыш будет наибольшим, если осуществить «переход через бесконечность». При этом неизбежен вход в атмосферу со второй космической скоростью (см. § 2 гл. 11).

§ 5. Относительное движение в окрестности спутника

Представим себе два спутника, движущихся бок о бок по одной и той же орбите. Пусть теперь один спутник получил от своего бортового двигателя дополнительную небольшую скорость, допустим 1 м/с, и, следовательно, изменил свою траекторию. Как будет выглядеть его движение с борта второго спутника? Или пусть в открытый иллюминатор спутника космонавт выбросил какой-либо предмет с той же скоростью 1 м/с. Каким увидит космонавт движение этого предмета?

Может быть и так. Космонавт вышел в космос, нечаянно оттолкнулся от корабля (со скоростью 1 м/с), и тут обнаружилось, что фал не был закреплен на скафандре. Далеко ли отойдет космонавт от корабля или останется вблизи него?

Во всех этих случаях речь идет о движении спутника после слабого начального возмущения его орбиты. При этом нас интересует не абсолютное новое движение спутника вокруг Земли, а относительное движение его по отношению к другому спутнику, т. е. отклонение положения спутника в каждый момент при движении его по возмущенной орбите от того положения в пространстве, которое он бы занимал, если бы начального возмущения не было вовсе ¹⁾.

Здесь существенным является то, что начальная скорость очень невелика и новая орбита заведомо мало отличается от старой (что значит 1 м/с по сравнению с первой космической скоростью!).

В первые мгновения движение космонавта (будем для конкретности говорить о нем) относительно корабля будет происходить так, будто бы все происходит в «свободном пространстве» Циолковского, т. е. отсутствует притяжение Земли. Космонавт будет удаляться по прямой от корабля, пока существование градиента гравитации не станет заметным. А станет заметным оно очень скоро.

¹⁾ Во втором и третьем примерах спутник, от которого отделился небольшой предмет или космонавт, получит вследствие отдачи небольшой толчок в противоположном направлении. Но если масса космонавта в скафандре с заплечным ранцем равна 150 кг, а спутника — 15 т, то толчок составит лишь 1 см/с. Этим уж мы пренебрежем.

Будем предполагать, что корабль движется по орбите, будучи «естественным образом» ориентированным относительно Земли. Его ось корма — нос направлена все время вдоль скорости; вокруг этой оси он не вращается. Пусть орбита корабля круговая высотой 630 км, с периодом обращения 98 мин, скоростью 7,5 км/с. Пусть космонавт получил толчок в сторону полета. Естественно, что сначала он обгонит корабль. Вспомним, однако, что орбита космонавта будет внешним (по отношению к круговой орбите корабля) эллипсом и период обращения его вокруг Земли

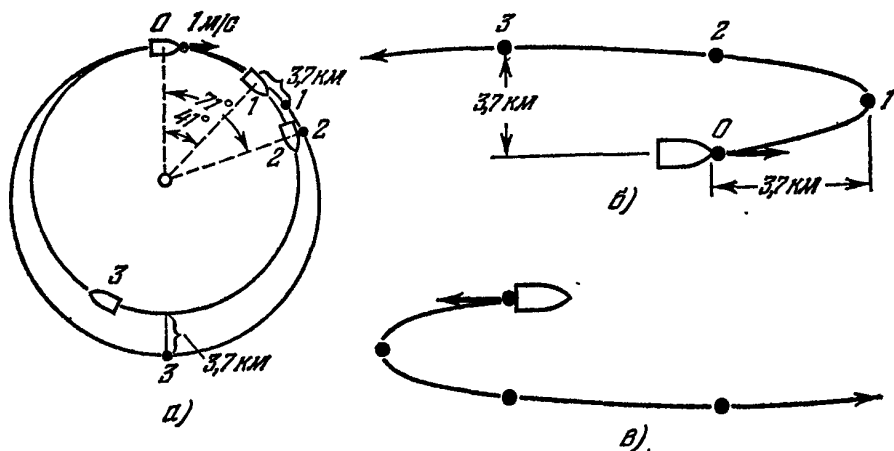


Рис. 38. Движение при начальном возмущении скорости 1 м/с: а) относительно Земли, когда толчок дан в направлении полета; б) относительно корабля на невозмущенной орбите при том же толчке (одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами); в) относительно корабля при толчке против движения.

будет больше (как показывает расчет, на 2,3 с [2.1]). Поэтому космонавт неизбежно в какой-то момент должен отстать от корабля. Эффект совершенно неожиданный с точки зрения житейской практики!

На рис. 38, а изображены невозмущенная и возмущенная орбиты (последняя утрирована). Сначала космонавт обгоняет корабль, одновременно поднимаясь по восходящей ветви своей эллиптической орбиты. К моменту, когда спутник опишет угол 41° , космонавт удалится вперед на расстояние 3,7 км (рис. 38, б); затем это расстояние начнет сокращаться, и в момент, когда корабль пройдет 71° , космонавт проплывет над ним, продолжая подниматься вверх и отставая. В своем апогее космонавт поднимется над невозмущенной орбитой на 3,7 км. Корабль в это время будет уже далеко впереди. К завершению первого витка корабля отставание космонавта составит 17,6 км. За сутки оно увеличится до 260 км [2.1]. Через 5,5 месяцев космонавт отстанет на целую длину орбиты, т. е. окажется на одном радиусе с кораблем, но маловероятно, чтобы это произошло в общей, начальной, точке орбит...

Рассуждая аналогичным образом, мы можем исследовать движение космонавта в случае, если он оттолкнется от массивного

спутника в сторону, противоположную движению. Теперь его возмущенная орбита будет представлять собой внутренний (по отношению к невозмущенной круговой орбите) эллипс, причем начальная точка будет ее апогеем. Космонавт сначала отстанет от корабля, но скоро начнет его нагонять и, пройдя под ним, станет уходить все дальше и дальше вперед (рис. 38, в).

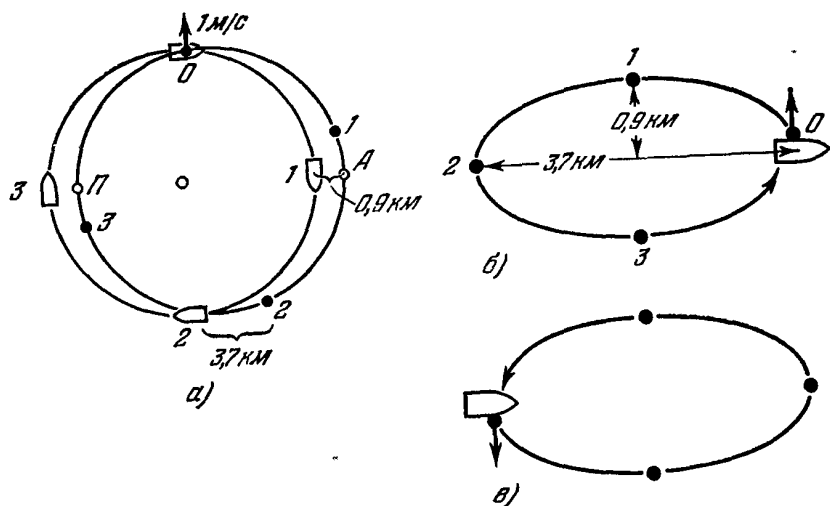


Рис. 39. Движение при начальном возмущении скорости 1 м/с в радиальном направлении: а) относительно Земли, когда толчок дан вверх; б) относительно корабля в том же случае (одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами); в) относительно корабля, когда толчок направлен вниз.

Гораздо более благоприятной для космонавта будет ситуация, при которой он получит начальный толчок 1 м/с в верх в радиальном направлении. Космонавт окажется на эллиптической орбите с ничтожным эксцентриситетом (с апогеем A и перигеем Π , рис. 39, а), двигаясь по которой он будет сначала отставать от корабля, одновременно поднимаясь вверх. Когда корабль пройдет четверть оборота по своей орбите, космонавт еще не успеет дойти до своего апогея и отстанет от корабля почти на 2 км , поднявшись на $0,9 \text{ км}$ вверх (рис. 39, б). Еще через четверть оборота корабль будет обгонять космонавта на $3,7 \text{ км}$, причем космонавт к этому времени спустится до уровня корабля. Далее отставание космонавта начнет сокращаться, и к начальной точке корабль и космонавт подойдут одновременно, так как период обращения по возмущенной орбите можно практически считать равным периоду обращения по невозмущенной. На этот раз космонавт, совершив один оборот вокруг Земли, будет спасен.

При начальном толчке вниз возмущенная орбита будет представлять собой почти неотличимый от невозмущенной круговой орбиты эллипс, сдвинутый влево (а не вправо, как на рис. 39, а). Космонавт, двигаясь по первой половине своей геоцентрической орбиты, сначала опустится вниз, обгоняя корабль, потом подни-

мется на прежний уровень и, продолжая подниматься, начнет возвращаться к кораблю, чтобы в начальной точке геоцентрической орбиты возвратиться на корабль сверху, описав петлю (рис. 39, в). Как видим, если космонавт захочет бросить на Землю с корабля какой-нибудь предмет, чтобы он «не засорял космос», то этот предмет, подобно бумерангу, возвратится на корабль.

Наконец, рассмотрим случай бокового начального толчка — в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты (т. е. перпендикулярном к плоскости чертежа на рис. 38 и 39), — по-прежнему равного 1 м/с. Геоцентрическая скорость космонавта после толчка не будет отличаться по величине от такой же скорости в только что рассмотренном случае, но теперь она будет трансверсальна, и новую орбиту космонавта можно считать круговой (с прежним периодом обращения) с еще большим основанием (с большей точностью). Новая геоцентрическая скорость космонавта будет отклонена от плоскости чертежа на угол, тангенс которого равен $\frac{1 \text{ м/с}}{7500 \text{ м/с}} = 0,00013$, т. е. величина угла составит $27''$.

Плоскость возмущенной орбиты должна проходить через центр Земли и вектор новой геоцентрической скорости, т. е. она должна быть на тот же угол отклонена от плоскости чертежа, пересекаясь с ней по линии, проходящей через начальную точку и центр Земли. Возмущенная и невозмущенная орбиты пересекаются в начальной и диаметрально противоположной точках.

Первоначально пути корабля и космонавта разойдутся. Двигаясь с одинаковой скоростью, эти два тела через четверть оборота разойдутся на максимальное расстояние 0,9 км. Далее космонавт и корабль снова сближаются и еще через четверть оборота встречаются в точке, диаметрально противоположной первоначальной. Если при этом космонавт не заденет корабль, то он снова начнет удаляться от корабля. Если раньше он находился справа от корабля, то теперь будет двигаться по орбите левее его, но через пол-оборота он снова встретится с кораблем в той точке пространства, где впервые отделился от него. Относительно корабля космонавт будет совершать колебания с периодом, равным периоду обращения вокруг Земли (98 мин в нашем примере), и с амплитудой 0,9 км. На рис. 40, а показаны движения космонавта и корабля, как они должны наблюдаться, если смотреть «сверху» (скажем, со стороны Полярной звезды, если космонавт отделился от корабля над Северным полюсом). На рис. 40, б изображено колебательное движение космонавта относительно корабля. (Предполагается, что космонавт оттолкнулся от корабля с его правого борта).

Итак, управление относительным движением в окрестности спутника — достаточно сложная вещь, и это надо иметь в виду, говорим ли мы о перемещении космонавта с помощью индивиду-

альной двигательной установки («ракетный пистолет») или о маневрах одного спутника вблизи другого перед стыковкой (см. § 7) ¹⁾.

Существенное отличие рассмотренного выше продольного начального возмущения скорости от поперечного в радиальном направлении и бокового в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты, заключается в том, что в первом случае дело в конце концов сводится к непрерывно нарастающему продольному смещению относительно «невозмущенного спутника» («вековое смещение», как говорят астрономы), а во втором и третьем случаях

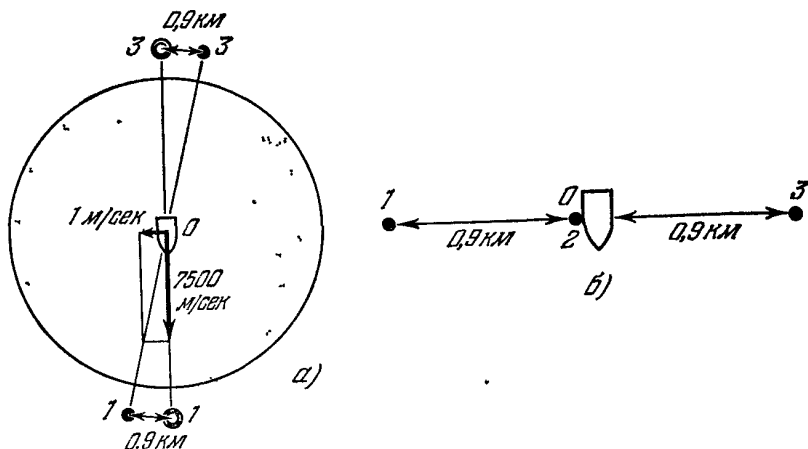


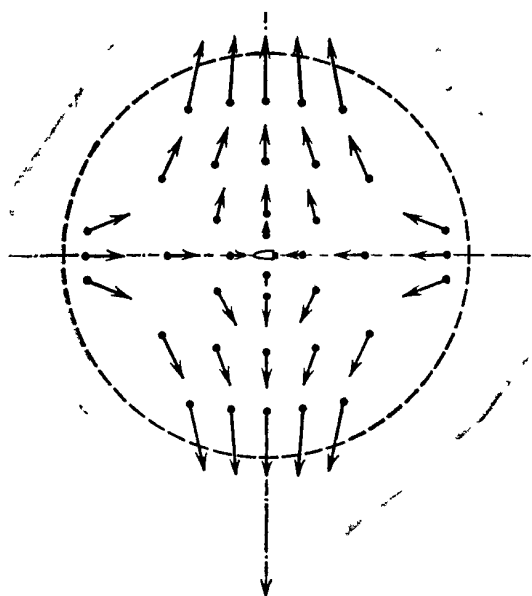
Рис 40 Движение при начальном боковом возмущении скорости 1 м/с: а) относительно Земли, б) относительно корабля на невозмущенной орбите (вид «сверху») Одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами

смещение носит периодический характер. Если в некоторый момент выбросить из спутника во всевозможных направлениях множество предметов со сравнительно небольшой относительной скоростью, то благодаря вековым смещениям эти предметы разбредутся вдоль первоначальной орбиты. Так как их орбиты будут мало отличаться от первоначальной, то предметы образуют круговое кольцо вокруг Земли. Именно таким путем в 1963 г. в США был создан по проекту «Вест Форд» пояс вокруг Земли, состоящий из 480 млн. «иголок» с примерной плотностью 12 «иголок» на кубический километр (толщина пояса 15—20 км — меньше расчетной).

Чтобы исследовать относительное движение в окрестности спутника, нам пришлось сравнивать возмущенное и невозмущенное движения спутника вокруг Земли. Но часто поступают иначе. Можно вообще забыть о движении спутника вокруг Земли, а рассматривать только движения относительно спутника предметов, находящихся в его окрестности. Так как нас интересует движение

¹⁾ Проблема стоит так остро, если спутник находится на низкой орбите. Вдали от Земли, где градиент гравитации очень мал, движение в окрестности спутника будет совершаться, как в «свободном пространстве».

какого-либо предмета относительно спутника, то нам нужно учитывать действие на него не полного гравитационного ускорения, сообщаемого Землей, а векторной разности между гравитационным ускорением, сообщаемым Землей предмету, и гравитационным ускорением, сообщаемым Землей спутнику. Это будет уже знакомое нам *возмущающее ускорение*. *Относительное движение предмета в окрестности спутника происходит под действием возмущающих ускорений.*



на Землю

Рис. 41. Поле гравитационных возмущений в окрестности спутника.

Опишем мысленно вокруг спутника сферу радиуса, скажем, 1 км и в каждой точке ее построим такое возмущающее ускорение. Мы получим картину, почти не отличающуюся от картины солнечных возмущений, действующих на движение спутника относительно Земли, которая была изображена на рис. 29. Только теперь на этом рисунке нужно на место спутника поместить некоторый предмет в окрестности спутника, на место Земли — спутник и на место Солнца — Землю, вся масса которой как бы сосредоточена в ее центре.

Аналогия с солнечными возмущениями в движении спутника Земли была бы полной, если бы имело смысл рассматривать притяжение спутником предмета в его окрестности, но последнее слишком ничтожно. Суть дела от этого, однако, не меняется: когда мы с помощью геометрического построения находили лунные и солнечные возмущающие ускорения в движении спутников Земли (рис. 28 и 29), притяжение Земли на самой этой вычислительной операции никак не отражалось (хотя, конечно, отражалось на самом движении спутников вокруг Земли).

Заметим, что возмущающие гравитационные ускорения в окрестности спутника весьма малы. На высоте 230 км над земной поверхностью ускорение притяжения нашей планеты падает на $2,77 \cdot 10^{-6}$ м/с² на метр высоты. Предмет, находящийся на 1 км ниже спутника, получает от Земли ускорение, примерно на $2,77 \cdot 10^{-3}$ м/с² большее, чем спутник, а находящийся на 1 км выше — примерно настолько же меньшее. Таким образом, в относительном движении первый предмет получит возмущающее ускорение, равное $2,77 \cdot 10^{-3}$ м/с² и направленное вниз (спутник как бы отталкивает от

себя предмет), а второй — такое же примерно ускорение, направленное вверх (опять отталкивание). Подобные ускорения есть смысл учитывать лишь в том случае, когда мала и скорость предмета относительно спутника.

Если во всех точках окрестности спутника построить векторы гравитационных возмущений, то их совокупность может быть названа *полем гравитационных возмущений*. Часто его называют также *полем относительной гравитации* [2.12]. Рис. 41 наглядно изображает такое поле. Из рисунка видно, что от спутника как бы «дует слабый ветер» к Земле и от Земли, а в трансверсальном направлении дует еще более слабый «ветер» к спутнику. Напомним: причиной «ветра» является не спутник, а Земля, по разному притягивающая точки в его окрестности.

§ 6. Встреча на орбите

Встреча на орбите может преследовать различные цели. На обитаемую орбитальную станцию может прибывать с Земли грузовой корабль, чтобы доставить на нее кислород, воду и продовольствие или смену экипажу, отбывшему свой срок службы в космических лабораториях. К автоматическому спутнику связи может прибыть пилотируемый корабль или непилотируемый аппарат для ремонта его оборудования. С одной орбиты на другую может понадобиться доставить экстренный груз или перелететь, чтобы оказать помощь в случае аварии (можно думать, что в будущем на нескольких орбитах будут постоянно дежурить космические аппараты спасательной службы). Встреча на орбите необходима для сборки в космосе из доставляемых с Земли блоков большой орбитальной станции или межпланетного корабля.

Из двух встречающихся космических аппаратов один обычно является *пассивным*, а другой *активным*.

Под встречей понимается такое сближение активного аппарата (АА) с пассивным аппаратом (ПА), при котором АА не просто падает в ПА или пролетает мимо него, а начинает двигаться вместе с ним по общей орбите. Чтобы это стало возможным, АА должен, покинув свою орбиту или стартовав с Земли (первый импульс), достигнуть ПА в какой-то точке орбиты и уравнять посредством второго импульса вектор своей скорости с вектором скорости ПА. На практике такой двухимпульсный переход приводит АА в б л и з к у ю о к р е с т н о с т ь ПА и на орбиту, близкую к орбите ПА. В этом параграфе мы сознательно забудем о том, что в конце перехода АА между участниками встречи может быть расстояние в несколько десятков километров, и сближением на конечном участке займемся в следующем параграфе.

Возможен выбор между различными вариантами вывода АА на орбиту ПА в точке расположения ПА.

1. *Одновременный старт ПА и АА с разных космодромов или с одного и того же космодрома.* Спутники должны выйти на общую орбиту одновременно в определенной точке пространства. Сближение на конечном участке должно начинаться немедленно [2.13].

2. *Последовательный запуск АА на орбиту ПА, запущенного раньше, с того же или другого космодрома* [2.12, 2.13]. Старт АА разумнее всего произвести в тот момент, когда его космодром пересекает плоскость орбиты ПА. Если старты производятся с одного и того же космодрома, то пересечение возможно лишь через полсуток, или сутки, или через целое число полсуток (с точностью до поправки на прецессию орбиты). Однако в этот момент ПА может находиться в такой точке своей орбиты, что АА, выйдя на орбиту, не найдет там ПА, который или уже прошел точку выхода или туда еще не приходил. Значит, нужно заранее подобрать специальным образом период обращения ПА, или он должен посредством корректирующего маневра изменить необходимым образом свой период обращения, чтобы обеспечить пролет через несколько витков после запуска над районом космодрома. Такой же маневр может быть необходим и в случае использования двух космодромов (правда, они могут быть расположены так, что трасса и без коррекции пройдет через второй космодром).

Практически запуск АА может еще происходить незадолго до пересечения космодромом плоскости орбиты ПА и вскоре после пересечения, т. е. энергетические ресурсы позволяют осуществлять запуск АА в течение какого-то небольшого интервала времени около момента пересечения («окно запуска»). Этот интервал тем меньше, чем больше наклон плоскости орбиты цели [2.12]. В самом деле, при большом наклоне орбиты космодром быстрее проходит то расстояние от плоскости орбиты, которое при данных энергетических ресурсах еще позволяет совершить операцию встречи. При малом наклоне космодром приближается к плоскости орбиты под малым углом и, следовательно, дольше проходит те точки пространства, из которых возможен старт.

Разумеется, не исключены обстоятельства (например, необходимость операции спасения), при которых может понадобиться незапланированный запуск АА с космодрома, широта которого значительно превышает наклон орбиты ПА. В этом случае в момент достижения АА орбиты ПА разгонный импульс должен заодно и уменьшить наклон плоскости переходной орбиты АА до наклона орбиты ПА. Но разве не делается то же самое при выведении на стационарную орбиту, скажем, с территории Советского Союза?

В район встречи АА должен прийти немного раньше цели, так как ему еще предстоит набрать необходимую орбитальную скорость.

3. *Предварительный запуск АА на орбиту ожидания, лежащую в плоскости орбиты ПА с последующим маневром сближения* [2.12,

2.13]. В этом случае запуск АА возможен, скажем, через сутки после запуска ПА без какой-либо коррекции орбиты ПА. Далее необходимо дождаться благоприятного с точки зрения расхода топлива взаимного расположения ПА и АА относительно Земли и начать маневр сближения. Орбита ожидания, лежащая внутри орбиты ПА, более выгодна, чем наружная, так как требует для выведения меньшей характеристической скорости [2.13].

Рассмотрим простейший случай, когда и орбита 1 ПА и орбита ожидания 2 круговые (рис. 42). Возможно бесчисленное количество двухимпульсных траекторий перехода с орбиты 2 на орбиту 1. Первый импульс переводит АА в точке А с орбиты 2 на траекторию перехода 3; в момент пересечения АА орбиты 1 в точке В второй импульс переводит его на эту орбиту. Траектория перехода характеризуется *углом перехода* $\angle AOB$, или *угловой дальностью*.

Однако существует траектория перехода, при которой суммарная характеристическая скорость перехода (сумма импульсов в точках отлета и встречи) будет минимальной. Можно строго доказать, что такой траекторией будет половина эллипса 4 с перигеем в точке А и апогеем в точке С, с углом перехода 180° . По-существу, мы уже сталкивались с такой траекторией, когда говорили о методе запуска спутника на высокую круговую орбиту (рис. 35).

Траектория перехода 4 называется *полуэллиптической*, а также *гомановской* — по имени немецкого ученого В. Гомана, впервые предложившего такую траекторию для межпланетных перелетов.

Время перелета по траектории 4 больше полупериода орбиты 2 и меньше полупериода орбиты 1. Поэтому при старте активного аппарата 2 в точке А спутник 1 должен находиться в определенной точке D своей орбиты — такой, что путь DC он проходит за время перехода АА из А в С. Таким образом, старт на траекторию перехода 4 (как и на любую другую выбранную траекторию перехода) может быть дан только при определенном взаимном расположении АА и ПА относительно центра Земли, при определенной их *конфигурации*. Угол $\angle AOD$ называется *углом начальной конфигурации*. Должен пройти определенный промежуток времени (*время ожидания*), прежде чем станет возможен переход по выбранной траектории.

Для вычисления угла начальной конфигурации, соответствующего возможности совершить намеченный перелет, нужно из угла

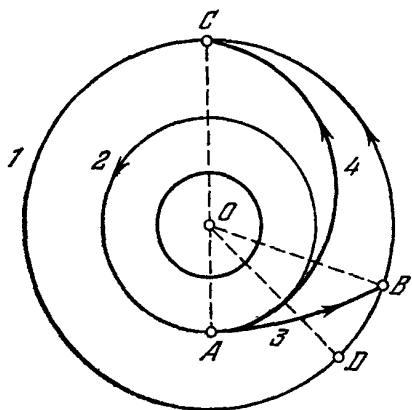


Рис. 42. Операция сближения с использованием орбиты ожидания.

перехода, соответствующего выбранной траектории, вычесть угол, проходимый ПА ¹⁾).

Если угловые скорости движения спутников по орбитам 1 и 2 равны соответственно $\omega_1 = \frac{2\pi}{P_1}$ и $\omega_2 = \frac{2\pi}{P_2}$ (P_1 и P_2 — периоды обращения), то спутник 2 обгоняет спутник 1 с угловой скоростью $\omega_2 - \omega_1$. Если угол начальной конфигурации, отвечающий началу гомановского перелета, равен ψ , а в данный момент произвольный угол между направлениями из центра Земли на спутник 2 и на спутник 1 равен φ (угол отсчитывается от направления на спутник 2 к направлению на спутник 1), то время ожидания равно

$$t_{\text{ожид}} = \frac{\varphi - \psi}{\omega_2 - \omega_1}.$$

При $\varphi = \psi$ наступает момент, благоприятный для гомановского перелета ($t_{\text{ожид}} = 0$). Время ожидания будет максимальным, если только что упущен благоприятный момент для старта по гомановской траектории и угол φ уже успел стать меньше ψ , т. е. в момент, когда спутник 1 находился в точке D, спутник 2 уже успел чуть-чуть пройти за точку A. Считая разность углов $\varphi - \psi$ равной 2π , или 360° , найдем максимальное значение времени ожидания. Оно равно

$$t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{2\pi}{\omega_2 - \omega_1} \quad \text{или} \quad t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{360^\circ}{\omega_2 - \omega_1}.$$

Можно пользоваться любой из приведенных формул в зависимости от того, измеряется ли угловая скорость спутника в радианах в секунду или в градусах в секунду. Можно формулу для времени ожидания записать и иначе:

$$t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{P_1 P_2}{P_1 - P_2}.$$

Максимальное время ожидания равно периоду, за который произвольная конфигурация спутников на круговых орбитах повторяется. Этот период может быть назван *синодическим периодом обращения спутника 2 вокруг Земли относительно спутника 1* или спутника 1 вокруг Земли относительно спутника 2. Синодический период обращения всегда может быть найден по формуле

$$P_{\text{синод}} = \frac{P_1 P_2}{|P_1 - P_2|}.$$

Из последней формулы вытекают два важных следствия.

¹⁾ В случае, когда совершается гомановский перелет с внешней орбиты на внутреннюю, угол начальной конфигурации оказывается отрицательным. Это значит, что ПА находится не впереди (как на рис. 42), а позади АА.

1) Если периоды обращения спутников близки между собой (спутники движутся по близким круговым орбитам), то знаменатель в выражении для синодического периода мал и, следовательно, синодический период велик, т. е. момент, благоприятный для гомановского перелета, может наступить очень нескоро. Это и понятно: один спутник едва обгоняет другой и конфигурация спутников изменяется очень медленно. При $P_1 = P_2$ синодический период равен бесконечности: спутники движутся по одной и той же круговой орбите и гомановский перелет между ними невозможен.

2) Если спутник-цель 1 движется по очень высокой круговой орбите, а спутник 2 — по низкой, то синодический период лишь несколько превышает период P_2 обращения спутника 2 (разделив числитель и знаменатель выражения для $P_{\text{синод}}$ на P_1 , мы убедимся, что если $P_1 \rightarrow \infty$, то $P_{\text{синод}} \rightarrow P_2$). Спутник 1 теперь движется столь медленно, что конфигурация спутников зависит главным образом от движения спутника 2. Например, гомановский перелет на Луну с орбиты низкого спутника, очевидно, возможен каждые полтора часа (Луна совершает полный оборот вокруг Земли за 27 сут).

Вернемся, однако, к проблеме встречи на орбите, в частности к вопросу об энергетических затратах на переход с орбиты ожидания на орбиту ПА. Отметим, что если высота круговой орбиты ПА не превышает 1000 км, то какова бы ни была внутренняя круговая орбита ожидания, суммарная характеристическая скорость перехода не превышает 400 м/с [2.13]. По формуле Циолковского можно подсчитать, что соответствующее максимальное количество топлива на борту спутника должно составлять 14% его массы при скорости истечения 3 км/с.

Заметим, что оптимальный переход с одной круговой орбиты на другую может оказаться и многоимпульсным (см. § 2 настоящей главы). Орбита ожидания может быть эллиптической; в этом случае оптимальным путем будет гомановский переход начинающийся в ее перигее. Но если эллиптическая орбита ожидания касается круговой орбиты ПА или пересекает ее (в двух точках), то и никакого перехода между орбитами не нужно. Достаточно только подобрать период обращения орбиты ожидания, соизмеримый с периодом обращения ПА, и оба спутника рано или поздно встретятся (в случае двух точек пересечения появляются дополнительные возможности).

§ 7. Конечное сближение и стыковка

Итак, наш корабль уже находится в окрестности пассивного аппарата (ПА). До него еще несколько километров или даже несколько десятков километров, и он хорошо виден в иллюминаторы на солнечной части орбиты, а в тени Земли — благодаря бортовым

огням. Может, впрочем, оказаться, что в иллюминаторы некому смотреть, на борту только приборы, но ПА уже захвачен радиолокатором активного аппарата (АА). Однако, что делать дальше?

Надежда по прямой достигнуть ПА слаба: «гравитационный ветер» (§ 5) отклонит траекторию перехватчика в сторону. Правда, вблизи ПА этого «ветра» нет, но до цели еще надо добраться ...

Можно поступить двояко.

Узнав с помощью наземных станций параметры орбит обоих космических объектов, можно произвести сближение по *методу свободных траекторий* [2.14] с помощью двух импульсов (в относительной системе координат первый импульс — разгонный, второй — тормозной) или большего числа импульсов. При этом необходимо учитывать наличие «гравитационного ветра».

Но можно достичь ПА и вовсе не зная орбит АА и ПА, не зная даже их взаимного расположения относительно Земли и потому не зная поля «относительной гравитации». Для этого нужно только знать расстояние до ПА (измеряется по времени прохождения туда и обратно радиосигнала) и опираться на *линию визирования* — линию, соединяющую оба аппарата. Система управления, кроме скорости, направленной вдоль линии визирования, сообщает АА еще и боковую скорость так, что линия визирования остается параллельной самой себе (*метод параллельного наведения*) [2.14]. ПА на фоне звездного неба кажется при этом неподвижным.

Примерный расход топлива для метода свободных траекторий эквивалентен характеристической скорости, равной примерно 2 м/с на километр расстояния; для метода параллельного наведения получается 5 м/с на километр (сказывается неучет «относительной гравитации»). Но система параллельного наведения имеет меньшую массу, так как не нуждается в моделировании на своем борту относительной системы координат. При больших расстояниях метод свободных траекторий выгоднее, но даже при его использовании рекомендуется по достижении расстояния в 1 км, когда относительная гравитация становится незаметной, переходить к методу параллельного наведения [2.14].

Но вот между АА и ПА осталось несколько сот метров. Относительная скорость составляет несколько метров в секунду. Как теперь ни двигаться до цели, с какого-то момента нужно начать торможение, чтобы во-время остановиться, причем сделать это вплотную к ПА было бы рискованно. В конечном счете причаливание осуществляется со скоростью в несколько десятков сантиметров в секунду. На последнем участке в несколько сот метров действуют химические двигатели малой тяги.

Эксперименты со спутниками «Космос-186» и «Космос-188» (30 октября 1967 г.), «Космос-212» и «Космос-213» (15 апреля 1968 г.), сближения между собой кораблей серии «Союз» и сближения ко-

раблей «Союз» со станциями «Салют» происходили по методу параллельного наведения [2.14].

Каков бы ни был метод сближения, управление активным аппаратом может быть как автоматическим, так и ручным. Оно может быть также полуавтоматическим, когда вычислительное устройство выступает в роли советчика пилота.

Автоматически сближались аппараты «Космос» с расстояний 24 и 5 км.

Корабли «Союз» могут сближаться полностью автоматически или с использованием ручного управления на конечном участке (с расстояния менее 300 м).

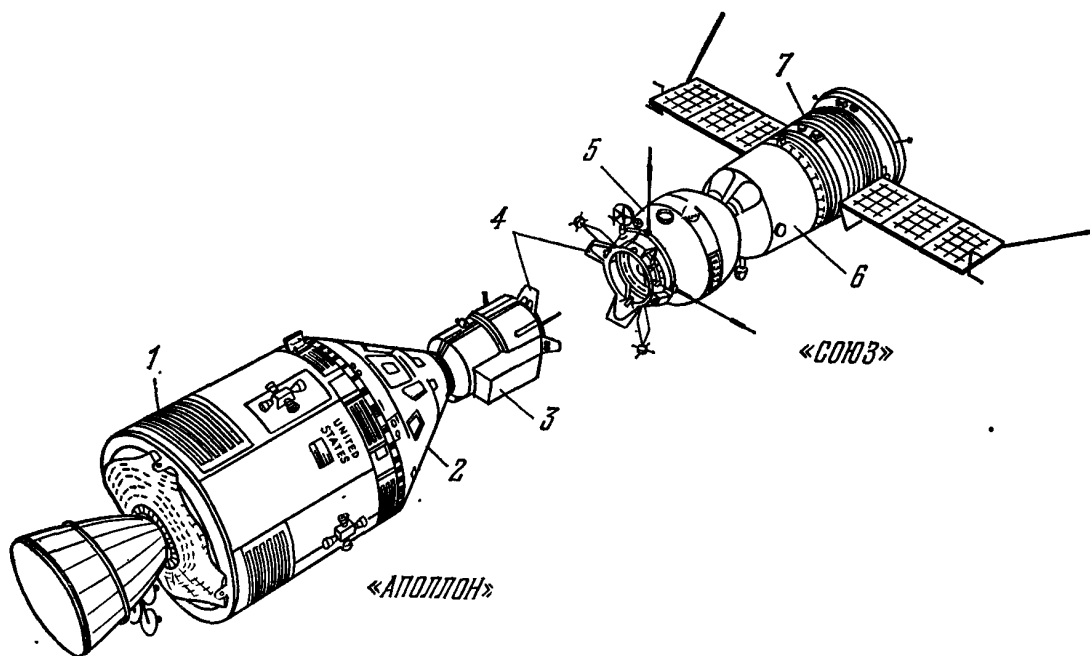


Рис. 43. Корабли «Союз» и «Аполлон» непосредственно перед контактом: 1 — служебный отсек, 2 — командный отсек, 3 — стыковочный модуль, 4 — совместимое стыковочное устройство, 5 — орбитальный отсек, 6 — спускаемый аппарат, 7 — приборно-агрегатный отсек.

Скорости сближения в момент причаливания были: для аппаратов «Космос» $0,1 \div 0,2$ м/с, для кораблей «Аполлон» и «Союз» (первый играл роль перехватчика) $0,25$ м/с (рис. 43), а при повторной их стыковке $0,15 \div 0,18$ м/с.

После причаливания происходит жесткое соприкосновение стыковочных узлов, смягчаемое амортизаторами. При этом аппараты превращаются в единое целое не только в механическом смысле, но и в электрическом (замыкаются контакты цепей). Конструкции узлов бывают весьма разнообразны. В пилотируемых кораблях они обеспечивают возможность перехода сквозь них космонавтов.

Помимо жесткой стыковки, которая осуществлялась во всех случаях в космосе до сих пор, в принципе возможен и нежесткий

контакт между сближающимися спутниками. Они могут быть соединены гибкой связью, например электрическим кабелем или шлангом для перекачки топлива или, скажем, подачи кислорода [2.12].

§ 8. Разгон с малой тягой до параболической скорости

Как уже говорилось в главе 1, использование двигателей малой тяги оказывается возможным лишь после выведения космического аппарата на орбиту спутника Земли. На этапе же выведения, естественно, применяются двигатели большой тяги, способные оторвать аппарат от Земли и сообщить ему необходимую орбитальную скорость.

Представим себе, что спутник снабжен электроракетным двигателем, способным сообщить реактивное ускорение порядка $10^{-5} \div 10^{-3} g$. Движение спутника мы можем рассматривать как возмущенное в поле тяготения Земли.

Вспомним, что возмущающее ускорение при движении спутника в верхней атмосфере имело тот же порядок величины, что и реактивное ускорение в нашем случае.

Легко понять, что если возмущающее воздействие атмосферного сопротивления, направленного противоположно движению, заставляло спутник снижаться по спирали, то возмущение орбит малой тягой в сторону полета должно принудить спутник подниматься по раскручивающейся спирали, показанной на рис. 44 сплошной линией. При этом в случае старта с круговой орбиты каждый последующий виток спирали будет до поры до времени мало отличаться от окружности. Аналогично аэродинамическому парадоксу спутника существует и *парадокс разгона космического аппарата с малой тягой*: несмотря на то, что сила тяги действует в сторону движения, скорость аппарата уменьшается. Если бы можно было заснять на кинолентку спиральный спуск спутника в атмосфере, то, прокрутив ее от конца к началу, мы увидели бы на экране спиральный подъем спутника под действием малой тяги. При этом замедление космического аппарата является таким, будто бы сила тяги не разгоняет его, а толкает назад.

И, однако, описанное спиральное движение может быть все же названо разгоном: хотя скорость аппарата при этом и падает, но с удалением от Земли еще быстрее уменьшается и местная параболическая скорость, и в конце концов она достигается спутником. Полная механическая энергия, вначале отрицательная, увеличивается до нуля, так как потенциальная энергия растет быстрее, чем падает кинетическая.

Понятно, почему дело обстоит иначе при разгоне с помощью двигателей большой тяги, осуществляющих сход с круговой орбиты. В этом случае полная энергия увеличивается скачком за счет огром-

ного прироста кинетической энергии, а потенциальная энергия почти не изменяется.

Изображенная на рис. 44 траектория носит универсальный характер. Она действительна для разгона с любым постоянным тангенциальным (совпадающим по направлению со скоростью) реактивным ускорением при любой начальной круговой орбите и для любого притягивающего небесного тела.

На рисунке не изображены бесчисленные чрезвычайно густые витки спирали, окружающие центр тяготения O . В зависимости от гравитационного параметра $K=fM$ небесного тела и от величины реактивного ускорения тот или иной виток спирали может быть принят приближенно за начальную круговую орбиту (витки почти не отличаются от окружностей), и тогда все витки, лежащие внутри этой орбиты, должны быть отброшены, а наружные изобразят истинное движение.

Виток, предшествующий достижению в точке P (рис. 44) параболической скорости, уже не похож на окружность. В каждой его точке оскулирующая орбита представляет ярко выраженный эллипс. В непосредственной близости от точки P скорость начинает увеличиваться и, став гиперболической, продолжает увеличиваться и дальше (рис. 45). При этом траектория становится практически прямой (рис. 44), так как по мере удаления от центра оскулирующие гиперболы все меньше отличаются от своих асимптот.

Чем меньше реактивное ускорение a_p , тем больше витков должен сделать космический аппарат и тем больше должно пройти времени, прежде чем будет достигнута параболическая скорость (это время примерно обратно пропорционально a_p). Ниже предполагается старт с круговой орбиты высотой 500 км [2.15].

При $a_p = 0,3 \text{ мм/с}^2$ ($3 \cdot 10^{-5}g$) параболическая скорость достигается на расстоянии 1 012 800 км от центра Земли через 275,7 сут, а еще через 94,12 сут скорость достигает 3 км/с на расстоянии 15,48 млн. км.

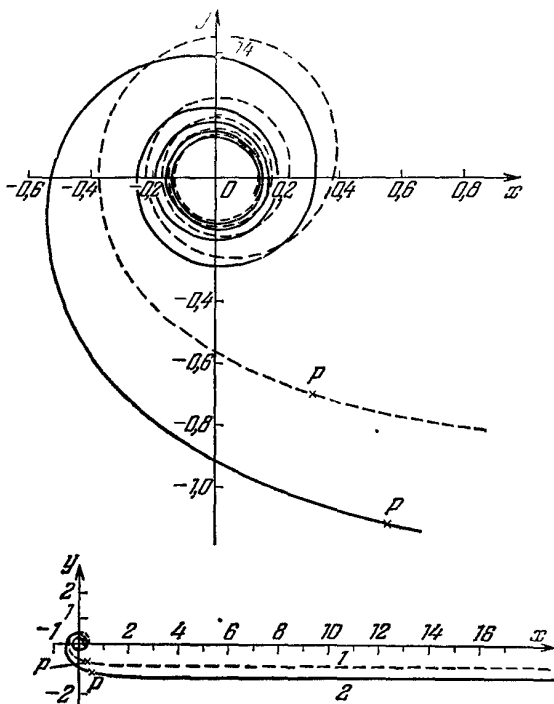


Рис 44. Универсальная траектория спирального движения при постоянном тангенциальном реактивном ускорении (сплошная линия) и при оптимальном управлении (пунктир). Внизу показано продолжение тех же траекторий в меньшем масштабе. P — точки достижения параболической скорости. Отметки на осях x и y соответствуют безразмерному расстоянию ρ . Размерное расстояние r (км) может быть найдено по формуле $r = \rho \sqrt{K/2a_{\text{рт}}}$, где $K=fM$ — гравитационный параметр ($\text{км}^3/\text{с}^2$), $a_{\text{рт}}$ — тангенциальное реактивное ускорение ($\text{км}/\text{с}^2$) [2.15, 2.16].

Но уже при $a_p = 1 \text{ мм/с}^2$ ($10^{-4} g$) точка P отстоит от Земли на 554 700 км и достигается через 80,80 сут, а скорость 3 км/с — еще через 26 сут на расстоянии 4,78 млн. км. При $a_p = 3 \text{ мм/с}^2$ ($3 \cdot 10^{-4} g$) точка P отстоит от Земли на 320 300 км и достигается через 26,16 сут, а скорость 3 км/с достигается еще через 7,8 сут на расстоянии 1 673 000 км [2.15]. Как видим, ускорения, сообщаемые электрическими двигателями, все малы, но малы по-разному! Ускорения 1 мм/с^2 и 3 мм/с^2 (характерные для ионных двигателей) дают приемлемые для практики времена и расстояния, чего нельзя сказать об ускорении $0,3 \text{ мм/с}^2$. Вот какой большой эффект дает увеличение реактивного ускорения всего лишь в 10 раз.

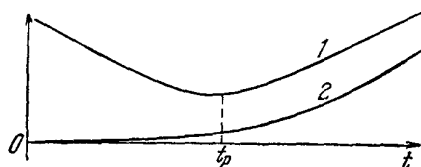


Рис. 45. Графики скорости (1) и расстояния от притягивающего центра (2) в зависимости от времени t (t_P — момент достижения параболлической скорости) [2.15].

До сих пор мы предполагали тягу направленной тангенциально; такой метод управления направлением реактивной струи требует довольно сложной автоматики (тяга должна «следить» за скоростью).

Проще заставить тягу быть все время направленной трансверсально (перпендикулярно к радиусу) в плоскости полета. При этом общий характер спиральной траектории разгона не будет сильно отличаться от спирали, показанной на рис. 44 сплошной линией. По-видимому, промежуточное (между касательной и трансверсалью) расположение вектора реактивного ускорения будет наиболее выгодно с энергетической точки зрения.

Однако оптимальным¹⁾ будет такой разгон, при котором вектор реактивного ускорения, сначала направленный по касательной, будет совершать затем качания около касательной, отклоняясь на каждом витке то по одну, то по другую сторону от вектора скорости [2.16]. Эти качания, вначале слабые, затем становятся все более сильными, и на витке, предшествующем достижению параболлической скорости, вектор реактивного ускорения отклоняется на 20° вверх от направления касательной. Затем он прекращает колебания, начинает все теснее примыкать к направлению касательной и вскоре после достижения параболлической скорости практически смыкается с вектором скорости.

Не менее сложным должно быть и управление величиной реактивного ускорения. Эта величина сохраняет все время некоторое среднее значение, но на каждом витке примерно одновременно с качаниями вектора реактивного ускорения его величина делается то больше, то меньше среднего значения, причем на последнем витке, предшествующем достижению параболлической скорости, эта величина снижается на 60% ниже среднего значения и увеличивается

¹⁾ Критерием оптимальности является величина J , о которой говорилось в § 2 гл. 3.

на 80% выше его. Затем она начинает падать и вскоре после достижения параболической скорости принимает свое среднее значение. В дальнейшем движение по оптимальной траектории, таким образом, не отличается от движения по траектории разгона при постоянном касательном реактивном ускорении.

В результате получается траектория разгона, изображенная на рис. 44 пунктиром. Легко усмотреть отличие этой траектории от траектории разгона при постоянном тангенциальном реактивном ускорении. Теперь, хотя расстояние космического аппарата от центра притяжения и увеличивается с каждым витком, в пределах витка оно совершает колебания, то увеличиваясь, то уменьшаясь. Оптимальный разгон в начале движения и вскоре после достижения параболической скорости слабо отличается от касательного, но на среднем участке отличие довольно существенно, благодаря чему и получается энергетический выигрыш. Он более всего велик для коротких траекторий разгона (с малым числом витков), т. е. для сравнительно больших реактивных ускорений, но не превышает несколько процентов. Таким образом, тангенциальный разгон имеет важное преимущество перед строго оптимальным — простоту управления.

Интересно рассмотреть действие малой *непрерывной радиальной тяги*, управление которой легче всего осуществить (нужно направлять сопло двигателя все время на центр Земли). Так как она, по крайней мере в начале полета, направлена поперек движения, то можно заранее ожидать слабого ее проявления. Но обнаруживаются интересные закономерности.

Обозначим через α отношение постоянного реактивного ускорения a_p к гравитационному ускорению $a_{г_0}$ на высоте начальной круговой орбиты. (Для низких начальных орбит величина α имеет порядок $10^{-5} \div 10^{-4}$, но с высотой увеличивается.) Оказывается, если $\alpha = a_p/a_{г_0} < 1/8$, то космический аппарат сначала поднимется на некоторую высоту, затем начнет опускаться; описав овал, он коснется первоначальной орбиты (вообще говоря, не в точке старта) и опять начнет удаляться, чтобы снова и снова периодически на мгновение к ней возвращаться (рис. 46) [2.17].

Если точно выполняется условие $\alpha = 1/8$, то космический аппарат, удалившись с круговой орбиты, уже не вернется назад, а будет все теснее и теснее (асимптотически) приближаться к круговой орбите вдвое большего радиуса, чем первоначальная, достигая ее после бесконечного числа оборотов вокруг Земли [2.18].

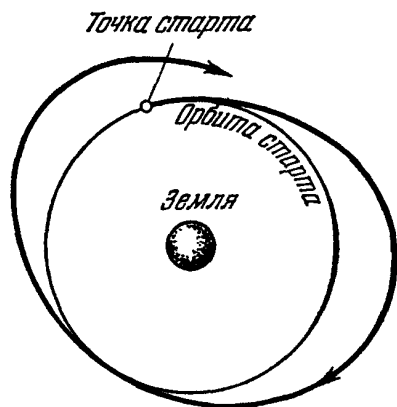


Рис. 46. Полет с радиальной тягой в случае $\alpha = 1/8$ [2.17]

И только при $\alpha > 1/8$ космический аппарат сможет, достигнув параболической скорости, полностью разорвать пути тяготения. Это произойдет на расстоянии

$$r = \left(1 + \frac{1}{2\alpha}\right) r_0,$$

где r_0 — радиус начальной орбиты [2.18]. Но для того, чтобы условие $\alpha > 1/8$ выполнялось, радиус r_0 должен быть очень велик. Если $a_p = 10^{-4} g$, то $r_0 > 35,3 R$ (R — радиус Земли), а при $a_p = 10^{-5} g$ радиус $r_0 > 111R$. Но нет никакого смысла выводить космические аппараты с помощью двигателей большой тяги на такие высокие начальные орбиты, чтобы стартовать с них с помощью малого радиального ускорения. Суммарная характеристическая скорость двухимпульсного вывода на начальную орбиту почти равнялась бы второй космической скорости или даже превысила бы ее. Таким образом, использование малой радиальной тяги в околоземном пространстве лишено практического интереса (при межпланетных полетах дело обстоит иначе, см. § 1 гл. 14).

В некоторых случаях может оказаться выгодной программа управления тягой, при которой она будет действовать не непрерывно, а лишь на некоторых участках траектории, но зато на этих участках тяга будет существенно больше. При этом выгодно прилагать тягу на тех участках траектории, которые ближе к центру притяжения¹⁾. Если начальная орбита эллиптическая, то целесообразно накапливать в аккумуляторах электрическую энергию, вырабатываемую на большей части каждого витка траектории, чтобы расходовать ее только вблизи перигея витка, резко увеличивая тем самым вблизи перигея скорость истечения, а следовательно, и тягу. Траектория разгона при этом должна состоять из большого числа эллипсов с примерно одинаковым перигеем. Она напоминает траекторию торможения в атмосфере спутника с эллиптической орбитой (рис. 27), но проходится в обратном направлении. Таким образом, после значительного числа витков в перигее будет достигнута скорость, обеспечивающая выход из сферы действия Земли [2.19].

§ 9. Изменения орбит и их коррекция с помощью малых тяг

До сих пор нас интересовали траектории разгона с малой тягой до параболической скорости. Они могут представлять собой начальные участки межпланетных траекторий космических аппара-

¹⁾ Таков общий закон разгона в центральном поле тяготения. Можно, например, доказать, что приращение скорости, необходимое для перевода спутника на параболическую траекторию, в перигее меньше, чем в апогее. Предоставляем это сделать читателю с помощью формул (6) и (10) § 5 гл. 2.

тов с малой тягой, которые будут рассмотрены в четвертой части книги. Но полеты с малой тягой в околоземном пространстве могут иметь и самостоятельный интерес. Оборвав какую-либо из рассмотренных выше траекторий до достижения параболической скорости, мы получим траекторию *подъема груза с низкой орбиты на высокую круговую*, в частности на стационарную (в случае концентрации тяги вблизи перигея понадобится еще разгонный импульс в апогее). Эксперименты по подъему орбит спутников начались в 70-х годах.

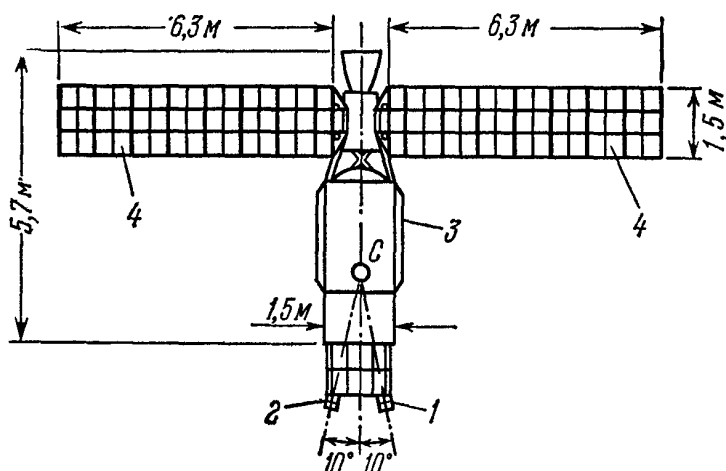


Рис. 47. Экспериментальная орбитальная установка «Серт-2»: 1 — ЭРД № 1, 2 — ЭРД № 2, 3 — корпус ракеты «Аджена» (последняя ступень ракеты-носителя), 4 — панели с солнечными элементами

4 февраля 1970 г. был запущен на близкую к солнечно-синхронной орбиту высотой около 1000 км и наклоном 99° американский спутник «Серт-2». С 14 февраля он начал 5-месячный подъем по спирали почти на 100 км, сменившийся затем 3-месячным спиральным спуском. Маневры совершались с помощью двух ионных двигателей, описанных в § 7 гл. 1, жестко связанных с корпусом спутника, ориентированного радиально в основном благодаря градиенту гравитации (см. § 11 настоящей главы).

Каждый из них создавал номинальную тягу $28 \cdot 10^{-3}$ Н, направленную вверх под углом 10° к радиусу и проходящую через центр масс C спутника (рис. 47). При массе спутника 1434 кг это обеспечивало подъем орбиты за сутки на 570 м во время работы ЭРД № 1. Подъем происходил в основном за счет трансверсальной составляющей тяги, которая и вычислялась по измерениям орбиты. Бортовой чувствительный акселерометр измерял радиальную составляющую реактивного ускорения (номинально она равнялась $1,9 \cdot 10^{-6} g$). Оба двигателя перестали работать из-за коротких замыканий. Но в 1973 г. аппарат был снова активизирован и в течение 1973 г. ЭРД включались 112 раз. В 1974—1976 гг. с помощью ЭРД проводилось исправление ориентации аппарата для улучшения освещенности панелей солнечных элементов — аппарат был повернут вокруг

поперечной оси на 180° (видимо, сместилось положение центра масс из-за расхода рабочего тела, что и сделало возможным такой поворот). Синхронизация прецессии орбиты с движением Земли была с самого начала не идеальной, и аппарат стал заходить в тень, но в 1979—1981 гг. он снова будет непрерывно освещен Солнцем.

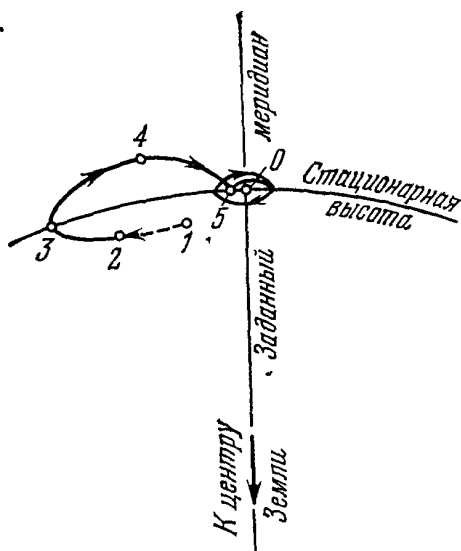
В 1972 г. с помощью ЭРД впервые была решена практическая задача по изменению орбиты. Советский спутник «Метеор», выведенный на орбиту в конце декабря

1971 г., был с помощью плазменного стационарного двигателя (см. § 7 гл. 1) в течение 14—22 февраля переведен на близкую кратно-периодической орбиту, расположенную на 16,9 км выше первоначальной (двигатель проработал 170 часов). Теперь долгота точки пересечения спутником экватора стала за сутки (за 14 оборотов) изменяться лишь на $5'$ (перед маневром на $45'$).

Аналогичным образом ЭРД могут применяться для тонкой регулировки положения спутника, выведенного ступенью с большой тягой на почти стационарную орбиту [2.20]. Практическое использование стационарного спутника требует, чтобы он постоянно находился над заданной точкой экватора, т. е. на определенном земном

Рис. 48. Коррекция положения стационарного спутника над земной поверхностью с помощью ЭРД (траектория во вращающейся системе координат).

меридиане. Поэтому удобно рассматривать спутник в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся Землей. Пусть плоскость рис. 48 совпадает с плоскостью экватора, а точка O находится на «стационарной» высоте 35 786 км над заданным меридианом. Допустим, что ступень с большой тягой вывела спутник из-за разного рода погрешностей на круговую орбиту в точке 1. Мы поймем это, когда заметим, что спутник, имея меньший, чем звездные сутки, период обращения, в результате обгона вращающейся поверхности Земли оказался в точке 2. Необходимо немедленно начать маневр с помощью малой тяги ЭРД, иначе спутник уйдет так далеко от заданного меридиана, что понадобится чересчур большой расход топлива. Мы включаем разгонную тягу ЭРД (например, тангенциальную [2.20]), и спутник, поднимаясь, уходит сначала вперед, но, как только достигнет (точка 3) и превысит стационарную высоту, начнет отставать от Земли, т. е. пятиться назад. Нужно в точно рассчитанной точке 4 где-то на полпути между точками 3 и O начать торможение, изменив тягу ЭРД на противоположную, с таким расчетом, чтобы «дрейф» спутника в обратном направлении (в нашей системе



отсчета) прекратился в точке O на «стационарной» высоте. Операция продолжается несколько суток, причем на каждом обороте орбиту в геоцентрической системе отсчета (которой мы все время пользовались раньше) можно приближенно считать круговой. В конце концов в близкой к O точке 5 спутник обретет период обращения, точно равный звездным суткам, но орбита будет не в точности круговой, а эллиптической. Поэтому спутник на участках орбиты выше «стационарной» высоты будет отставать от вращения Земли, а на участках ниже этой высоты — обгонять земную поверхность. В результате он будет совершать лишь малые колебания около заданного меридиана (рис. 48), которые не мешают наземным антеннам радио- и теле-связи сохранять постоянное направление на спутник связи.

Описанный выше маневр может рассматриваться в качестве *корректирующего орбиту*¹⁾. Аналогичные маневры могут применяться и в том случае, если вследствие возмущений спутник покинет заданный меридиан. Во всех таких случаях задним числом исправляются уже возникшие погрешности, а нельзя ли даже не позволить им возникнуть, компенсируя постоянно возмущения?

Оказывается, можно компенсировать все негравитационные возмущения, включая возмущения от магнитного поля Земли, заставив спутник двигаться как бы под действием одних лишь гравитационных сил. Для этого в американском навигационном спутнике «Триад-1» (1972 г.) используется оригинальная инерциальная система. Электронные датчики измеряют смещения шарика из сплава золота и платины, свободно движущегося внутри герметического вакуумированного корпуса. Сигналы датчиков, переработанные в системе управления, руководят микродвигателями на фреоне (в будущем будут использоваться ЭРД). Тяги двигателей воздействуют на корпус спутника так, чтобы шарик оставался в центре, т. е. заставляют корпус двигаться по той же траектории, что и шарик, который, естественно, защищен корпусом от внешних поверхностных сил.

§ 10. Разгон с помощью солнечного паруса

Солнечный парус отличается от всех других двигателей малой тяги своеобразием управления.

Самое простое (но заведомо не оптимальное) управление плоским парусом напрашивается само собой: на том участке орбиты, где солнечные лучи «дуют в корму» космического корабля, плоскость паруса должна быть перпендикулярна к лучам, а там, где корабль движется навстречу свету, парус лучше всего держать свернутым

¹⁾ Преследующая ту же цель *многоимпульсная* коррекция характеризовалась бы траекторией, вообще говоря, похожей на изображенную на рис. 48, но содержащую изломы, а не плавные переходы.

или располагать ребром к Солнцу. Тогда траектория разгона парусника будет напоминать «просматриваемое наоборот» снижение с эллиптической орбиты спутника в атмосфере. Регулярные толчки в районе перигея будут поднимать апогей все выше и в конце концов будет достигнута параболическая скорость (набрана нулевая полная энергия) где-то вблизи гораздо медленнее поднимающегося перигея.

Оптимизация управления парусом заключается в том, чтобы выбрать закон управления, при котором параболическая скорость будет достигнута за минимальное время.

Наилучшей конструкцией паруса была бы такая, когда (1) величина силы тяги, возникающей от падающего потока (сила F' на рис. 14), не была бы связана с

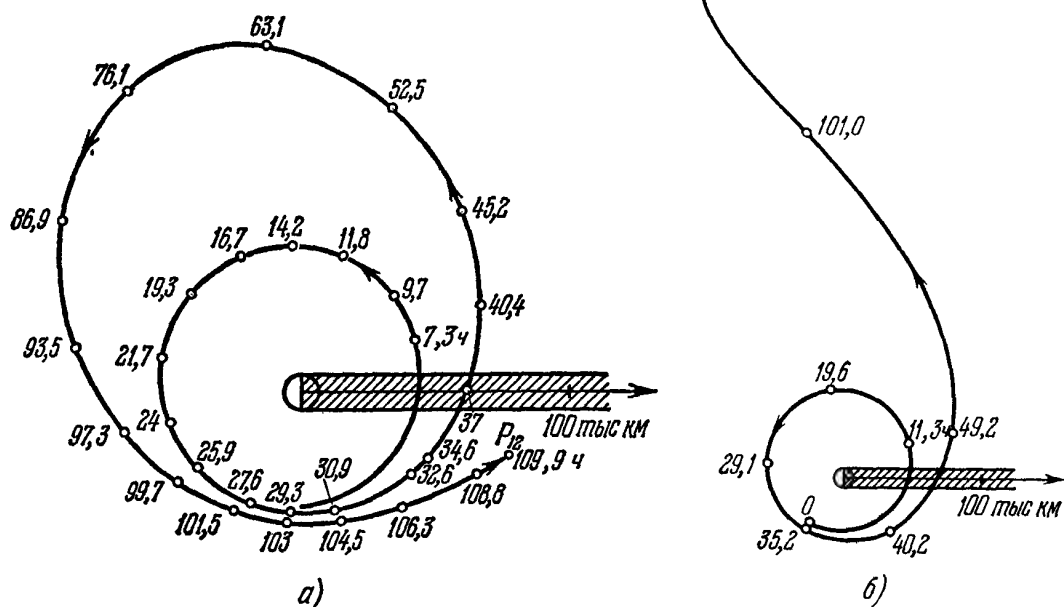


Рис. 49. Разгон с помощью солнечного паруса «наилучшей конструкции» при старте со стационарной орбиты а) в точке 12, б) в точке 10 (нумерацию точек см. на рис. 50) [2 21]

направлением силы тяги, возникающей от воздействия отраженного потока света (сила F'' на рис. 14), и (2) обе силы были бы постоянно равны по величине [2.21]. В случае плоского паруса (рис 14) первое требование не удовлетворяется: направив силу F'' , как нам нужно, мы изменим освещенность паруса (пропорциональную $\cos \theta$) и тем самым изменим обе силы F' , F'' и их равнодействующую F , создающую необходимое ускорение. Второе же требование при полном отражении удовлетворяется.

В случае паруса наилучшей конструкции управлением, очень близким к оптимальному, будет так называемое *локально-оптимальное управление*, при котором в любой момент сила F'' направлена по вектору скорости. При этом в любой момент полная механическая энергия солнечного парусника возрастает.

Аналогичным образом управляемый парус должен был бы быть перпендикулярен к лучам только в той точке орбиты, где их направление точно совпадает с вектором скорости, и поставлен ребром к Солнцу в той точке, где движется в точности им навстречу.

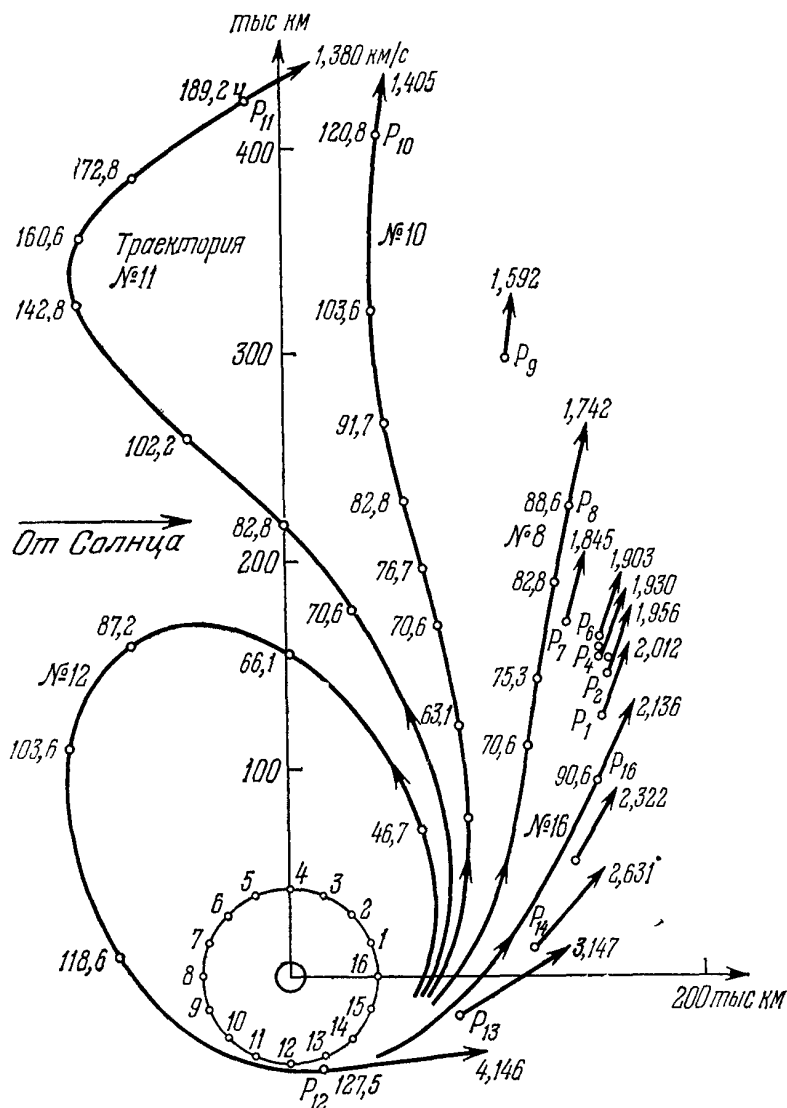


Рис. 50. Скорости в точках $P_1, P_2, \dots, P_{16}$ достижения параболической скорости и траектории разгона при старте солнечного паруса со стационарной орбиты (тень Земли не учитывалась при решении задачи). (Л. В. Левантовский, 1972)

На рис. 49, а, б показаны траектории разгона с помощью солнечного паруса наилучшей конструкции, управляемого как указано выше, при старте со стационарной орбиты спутника (не показана), когда максимальное ускорение от тяги равно $0,001 g$ (диаметр паруса $2,4 \text{ км}$!). Чрезвычайно долгое время разгона на рис. 49, б объясняется неудачным моментом старта (на 3 часа раньше, чем на рис. 49, а). Следует подчеркнуть, что парус (в частности, и плоский!) должен работать и там, где он движется почти точно навстречу

Солнцу: энергия корабля будет возрастать, хотя и гораздо медленнее, чем вблизи перигея. Такое управление плоским парусом на слабо вытянутых витках близко к равномерному его поворачиванию — пол-оборота паруса за один виток (обе стороны паруса предполагаются отражающими).

Как видно из рис. 50, положение точки достижения нулевой полной энергии сильно зависит от расположения точки старта на начальной (в данном случае стационарной) орбите. Можно также видеть, что направление движения к границе сферы действия Земли не может быть произвольным. Оно определяется направлением обращения по начальной орбите.

Закон равномерного вращения паруса «с половинной угловой скоростью» принимается во многих работах. Вот данные одного из расчетов: радиус начальной орбиты 7250 км, максимальное ускорение от тяги $0,44 \cdot 10^{-2}$ м/с² (полезная нагрузка 0,1 т, поверхностная плотность паруса 0,2 мг/см², диаметр его 1,12 км), время разгона 112 сут, причем парусник перед уходом проходит апогей на расстоянии 610 000 км [2.21]. Однако в этой работе вовсе не принимаются во внимание заходы в тень Земли, а они увеличивают время разгона (в работе [2.22] учитывалось даже наличие земной полутени, хотя из-за большой высоты начальной орбиты заходы в тень были очень редки).

Заметим, что возможен разгон солнечного парусника и в плоскости, в которой вовсе не происходит захода в тень Земли.

§ 11. Ориентация и стабилизация спутников

Если спутник не обладает системой ориентации, то после вывода на орбиту он совершает сложное вращательное движение типа «кувыркания» под действием аэродинамических, гравитационных, магнитных, радиационных сил. Характер вращения спутника может постепенно изменяться. Например, цилиндрический спутник, получивший в момент отделения от ракеты-носителя вращение вокруг продольной оси, стремится с течением времени начать вращаться вокруг поперечной оси, наподобие пропеллера.

Для замедления первоначального беспорядочного вращения спутника часто используется воздействие магнитного поля Земли [2.23]. В частности, если установить на борту спутника мощный постоянный магнит, закрепленный в подшипниках, создающих большое трение, то стремление магнита стабилизироваться в магнитном поле заставит вращающийся вокруг своей оси спутник быстро затормозиться (при этом сильно нагреваются подшипники). Такая система успешно использовалась в советском астрономическом спутнике «Космос-215».

Управление угловым положением (ориентацией) спутников осуществляется с помощью реактивных сопел, о чем рассказывалось в

§ 5 гл. 3. В системах ориентации часто применяют инфракрасные датчики, улавливающие тепловое излучение земной поверхности и таким путем обнаруживающие линию горизонта, а следовательно, и определяющие местную вертикаль. Подобная система стабилизации используется, например, в американских метеорологических спутниках серии «Нимбус», телевизионные камеры которых должны все время смотреть на Землю.

Наиболее простым способом стабилизации служит сообщение спутнику вращения вдоль оси симметрии. Благодаря гироскопическому эффекту ось спутника, несмотря на возмущения, будет стремиться сохранить неизменным свое направление относительно звезд. Но не относительно Земли! Именно таким способом были ориентированы американские метеорологические спутники «Тирос». В результате спутники не кувыркались, что позволило получить десятки тысяч фотографий облачности Земли, но на большей части орбиты камеры могли фотографировать только мировое пространство.

В последнее время находит распространение пассивный метод ориентации спутника по вертикали, основанный на существовании градиента гравитации. Спутник вытянутой формы стремится повернуться вокруг своего центра масс таким образом, чтобы его продольная ось расположилась вертикально. Это происходит от того, что конец спутника, более удаленный от Земли, притягивается Землей слабее, чем менее удаленный. Если при выводе спутника на орбиту сообщить ему медленное вращение, при котором он будет совершать один оборот вокруг центра масс за время одного облета Земли, то спутник будет двигаться вокруг Земли, располагаясь по вертикали, подобно Луне, повернутой к Земле все время одной своей стороной (это объясняется тем, что Луна тоже несколько вытянута вдоль линии Земля — Луна). Если же вращение сообщено спутнику не точно, то он начнет совершать колебания относительно вертикали, которые придется гасить специальными приспособлениями.

Многие спутники не имеют вытянутой формы, и их снабжают складной штангой длиной в несколько метров (или даже десятков метров) с массой на конце. Штанга разворачивается в космосе в направлении от центра Земли. Все устройство снабжается демпфером пружинного типа для гашения колебаний (рис. 51, а, б) [2.23—2.25].

Теоретически градиент гравитации обеспечивает продолговатому спутнику, движущемуся по круговой орбите, еще два положения равновесия кроме описанного радиального (его можно назвать: «спица в колесе» [2.24]). Это положения вдоль вектора скорости («стрела» [2.24]) и поперек вектора скорости — перпендикулярно двум предыдущим направлениям («поплавок» [2.24]). Но эти два положения неустойчивы по отношению к посторонним возмущениям: достаточно вспышки на Солнце — и спутник начнет отклоняться к положению «спицы в колесе». Какое важное это может иметь значение, мы увидим в § 1 гл. 7.

Система гравитационной стабилизации отработывалась, а потом использовалась на многих спутниках. Таковы «Триад», «Траак», «GEOS-1, -2», «Эол», спутники серии ATS, «Эксплорер-38» (четыре гравитационных полых стержня длиной 230 м, образующих две V-образные антенны радиотелескопа, и демпфирующий стержень длиной 96 м) и другие. Несколько стержней, которые могут выдвигаться и вдвигаться, позволяют стабилизировать спутник по трем осям, разворачивать его на 180° в новое устойчивое положение (экспериментальный спутник «Додж»). На многих спутниках наряду с гравитационной используется магнитная ориентация [2.25].

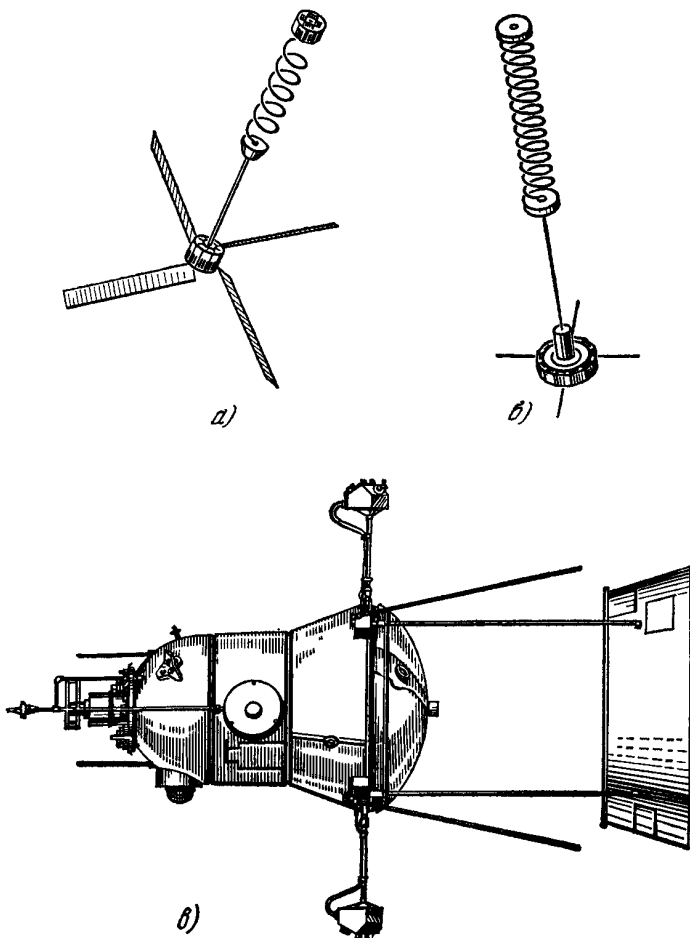


Рис. 51. Спутники с пассивными системами стабилизации: а) навигационный спутник США «1963-22А», б) исследовательский спутник США «Траак»; в) советский метеорологический спутник, «Космос-149» («Космическая стрела»).

К числу пассивных методов относится аэродинамическая стабилизация. Продольная ось спутника может быть ориентирована в направлении его полета, если расположить в хвостовой части спутника стабилизатор, обладающий большей «парусностью», чем сам спутник (по принципу оперенной стрелы). Системой аэродинамической стабилизации был снабжен советский метеорологический спут-

ник «Космос-149» (1967 г., рис. 51, в). При этом стабилизация спутника по крену (устранение поворота вокруг продольной оси) достигалась дополнительно с помощью двух гироскопов. Иллюминатор телевизионной аппаратуры спутника был в результате все время направлен на Землю [2.25]. К этому типу относился и спутник «Космос-320» (1970 г.).

Ориентация пилотируемых кораблей-спутников осуществляется посредством ручного управления или автоматически. Например, космонавт может развернуть корабль «Союз» произвольным образом по отношению к направлению своего полета. О направлении же этом он судит по показаниям ионного датчика вектора скорости.

Нельзя не упомянуть в заключение о важном теоретическом положении: *вращательное движение спутника тесно связано с его поступательным движением, или движение спутника относительно центра масс связано с движением самого центра масс* [2.21, 2.24]. Эта связь, устанавливаемая анализом точных уравнений движения, делается заметной при больших размерах спутника.

Пусть, например, длинный продолговатый спутник с большими одинаковыми массами на концах («гантель») движется по круговой орбите вокруг Земли в положении «спицы в колесе». Повернем его с помощью системы ориентации в положение «копья». Суммарная гравитационная сила, действующая на спутник, как вытекает из закона всемирного тяготения, теперь уменьшится, и спутник перейдет на эллиптическую орбиту. (Читатель убедится в сказанном, проделав вычисления, если, пренебрегая массой стержня «гантели», примет его длину, скажем, равной $2R$, а высоту первоначальной орбиты — равной R или $2R$, где R — радиус Земли.)

С помощью системы ориентации может быть изменена орбита и в случаях совсем иных природных сил. Например, сопротивление атмосферы может измениться при перемене положения спутника по отношению к встречному потоку, а сила давления солнечного света — при изменении ориентации аппарата с солнечным парусом; это отражается на орбите.

Глава 6

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

§ 1. Космические объекты в околоземном пространстве

Различные организации в Советском Союзе и за рубежом занимаются регистрацией запусков и орбит космических объектов. По существующим правилам о запусках искусственных спутников Земли, межпланетных автоматических станций, космических кораблей и любых других космических объектов, а также о прекращении существования их на орбитах каждая страна представляет информацию в Организацию Объединенных Наций в стандартной форме. Все регистрирующиеся объекты могут быть разделены на «полезные нагрузки» и «вспомогательные объекты». Вторые представляют собой последние ступени ракет-носителей, части головных обтекателей ракет, объекты, остающиеся на вспомогательных орбитах (переходных эллиптических и низких круговых), отделившиеся отсеки лунных кораблей, различные детали и т. п. (Только после взрыва последней ступени одной из ракет США было зарегистрировано 450 орбит осколков; по неизвестной причине развалился на части спутник «Пагеос».) Обычно учитываются только объекты, движущиеся или двигавшиеся когда-то по орбитам, но не указываются отдельно ни полезные нагрузки (даже действующие), ни обломки на поверхностях Луны и планет.

По данным Центра противокосмической обороны в Колорадо-Спрингс (штат Колорадо, США) на 3 июля 1977 г. им было зарегистрировано более 10000 объектов, из которых более 4300 еще обращались по орбитам в ближнем и дальнем космосе, а остальные опустились (или упали) на Землю, Луну, Венеру и Марс или сгорели в земной атмосфере (Spaceflight, 1977, v. 19, № 10). По данным того же Центра на 31 декабря 1978 г. на орбитах в ближнем и дальнем космосе находилось уже 4629 объектов, в том числе на околоземных орбитах находилось 4516 объектов, а именно 1007 полезных нагрузок и 3509 вспомогательных объектов¹⁾. Из числа полезных нагрузок на

¹⁾ Эти и последующие ниже данные содержатся в таблице, опубликованной в журнале *Interavia Air Letter* (№ 9170 от 12 января 1979 г.). Та же таблица указывает, что на орбитах в дальнем космосе (вокруг Луны, Солнца, Марса и Венеры) на 31 декабря 1978 г. находилась 61 полезная нагрузка (из них 27 советских, 32 американских, 2 западногерманских) и 52 вспомогательных объекта.

орбитах вокруг Земли 507 были запущены с помощью советских ракет, в том числе один спутник ЧССР и один спутник Индии. Из числа вспомогательных объектов на околоземных орбитах на долю СССР приходилось 939, а остальные 2507 «принадлежали» остальным странам.

Подробный обзор всего огромного многообразия космических объектов в околоземном пространстве в этой книге сделать невозможно, да эта задача и не может быть целью автора, повествующего о теории полета в мировом пространстве. Поэтому в настоящей и последующей главах сделана лишь попытка классификации по назначению хотя бы главной части функционирующих на околоземных орбитах объектов.

Многие из объектов, причем не только пилотируемые, способны совершать орбитальные маневры. Еще больше число таких, которые снабжены системами для коррекции орбиты. Все современные спутники обладают, как правило, системами ориентации. (Первые спутники были их лишены. Даже о самой ориентации — положении корпуса спутника в конкретный момент времени — приходилось судить косвенно: по показаниям приборов на спутнике или по наблюдаемым визуальным колебаниям его блеска на сумеречном небе [2.24].)

В этой главе будут рассмотрены лишь автоматические, непилотируемые, спутники, причем рассказ об их внутреннем устройстве, о составе научной аппаратуры, о телеметрических системах не входит в задачу автора. Важное внимание будет уделяться выбору орбит и механических свойств движения спутников в зависимости от поставленной перед ними цели.

Запускаемые в разных странах спутники могут быть разделены по своему назначению на два больших класса:

1) исследовательские спутники (рис. 52, 53), предназначенные для изучения верхней атмосферы, излучений, полей и вещества в околоземном пространстве и самой Земли;

2) спутники прикладного назначения (рис. 55, 56), служащие для удовлетворения «земных» нужд народного хозяйства.

Спутники первого класса крайне разнообразны. Некоторые из них специализированы, другие универсальны и служат интересам различных наук (геофизики, астрофизики, астрономии, ядерной физики, биологии). Спутники прикладного назначения (метеорологические, связные, навигационные, военные и др.) также иногда обслуживают разные ведомства. В ряде случаев они несут на себе и некоторую исследовательскую аппаратуру.

Указанное деление спутников в какой-то мере условно, так как сами научные исследования имеют прикладное значение.

Многообразие областей исследования должно, вообще говоря, приводить к многообразию конструкций спутников, что, увы, не способствует удешевлению космических программ. В Советском

Союзе, однако, большинство спутников серии «Космос» (на 31 декабря 1979 г. было запущено уже 1148 спутников этой серии) имеет унифицированную в главных чертах конструкцию, несмотря на то, что они предназначены для совершенно разных целей. Поэтому дальше, о чем бы ни говорилось, приходится постоянно добавлять «... и спутники серии «Космос»».

§ 2. Исследовательские спутники

Информация, поставляемая исследовательскими спутниками (рис. 52, 53), дает информацию: а) о Земле как планете; б) о Солнце; в) о звездах и галактиках; г) о межпланетной и даже о межзвездной среде. В значительно меньшей степени спутники Земли могут изучать планеты солнечной системы. Пункты б, в, г возможны потому, что аппаратура спутников может быть вынесена за пределы мешающих наземным обсерваториям преград — атмосферы и земного магнитного поля.

Из огромного числа исследовательских спутников можно условно выделить две большие группы — *геофизические спутники*, предназначенные для исследования Земли¹⁾, верхней атмосферы и околоземного космического пространства (в частности возмущений, производимых движущейся Землей в межпланетной среде), и *астрономические* и *астрофизические спутники*, задача которых — изучение далеких объектов: Солнца, звезд, галактик, межпланетной и межзвездной среды. Одни из спутников представляют собой универсальные орбитальные лаборатории, другие бывают узко специализированы.

Первым универсальным геофизическим спутником был третий советский спутник (1958 г.). К подобным же спутникам относятся часть советских спутников серии «Космос» и спутников социалистических стран «Интеркосмос», американские — серий «Эксплорер», OGO («Орбитальная геофизическая обсерватория») и другие.

Невозможно перечислить все спутники, занимавшиеся или занимающиеся сейчас исследованием *атмосферы*: с них началась космическая эра. Позднее к Советскому Союзу и США присоединились другие страны, например в 1964 г., был запущен итальянский спутник «Сан-Марко», а в 1972 и 1974 гг. выведены спутники ФРГ серии «Аэрос» (во всех случаях использовались американские ракеты-носители). Иногда атмосферные спутники запускаются на орбиты, довольно далеко «высовывающиеся» из газовой оболочки Земли, что гарантирует более долгую продолжительность их существования. Например, у американских «Эксплорер-51, -55» (третьего

¹⁾ Сюда не включаются метеорологические и тому подобные наблюдения, о которых будет говориться в следующем параграфе.

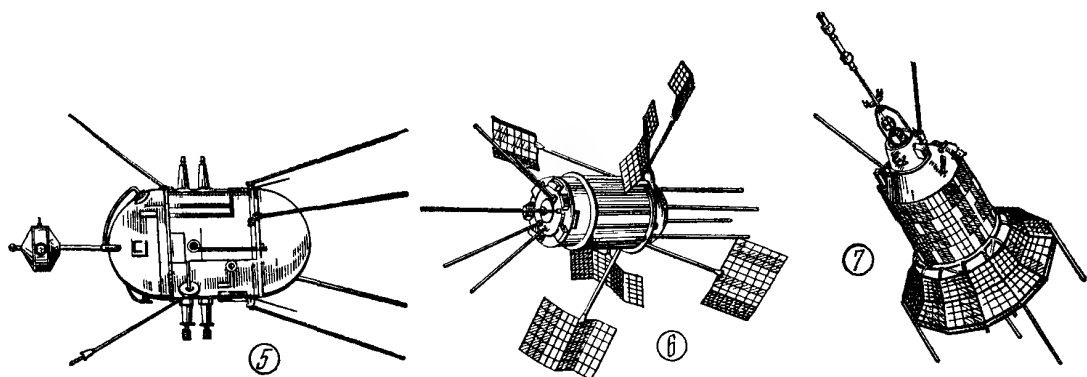
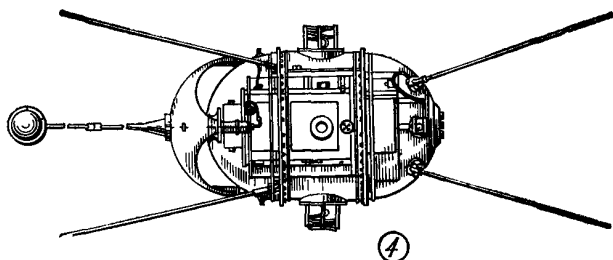
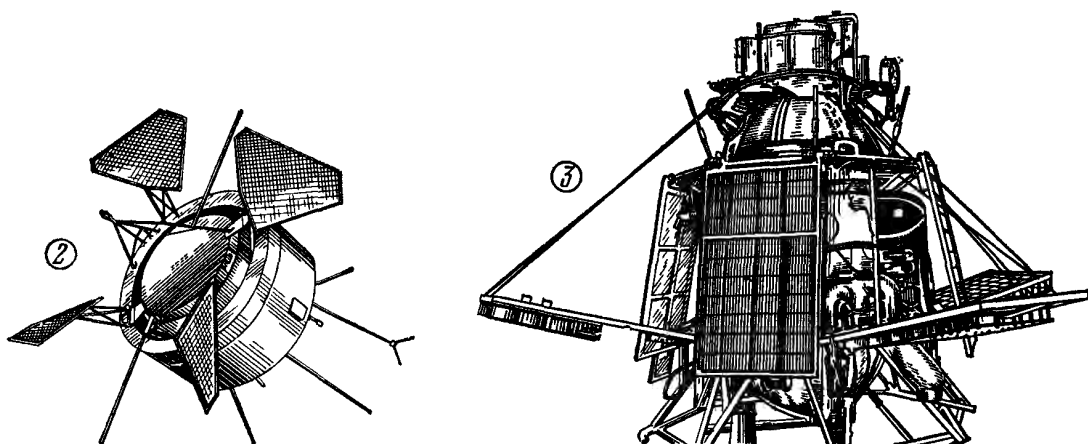
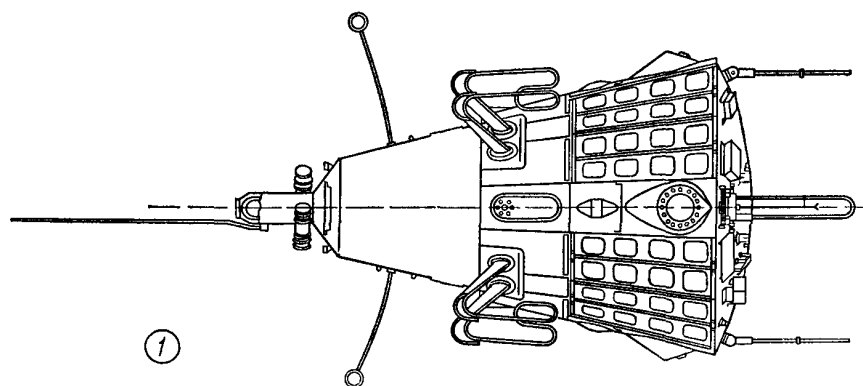


Рис. 52 Советские исследовательские спутники: 1 — третий спутник, 2 — «Протон-1», 3 — «Интеркосмос 1», 4 — спутник серии «Космос» для магнитных измерений, 5 — спутник серии «Космос» для изучения верхней атмосферы, 6 — «Электрон-1», 7 — «Электрон-2».

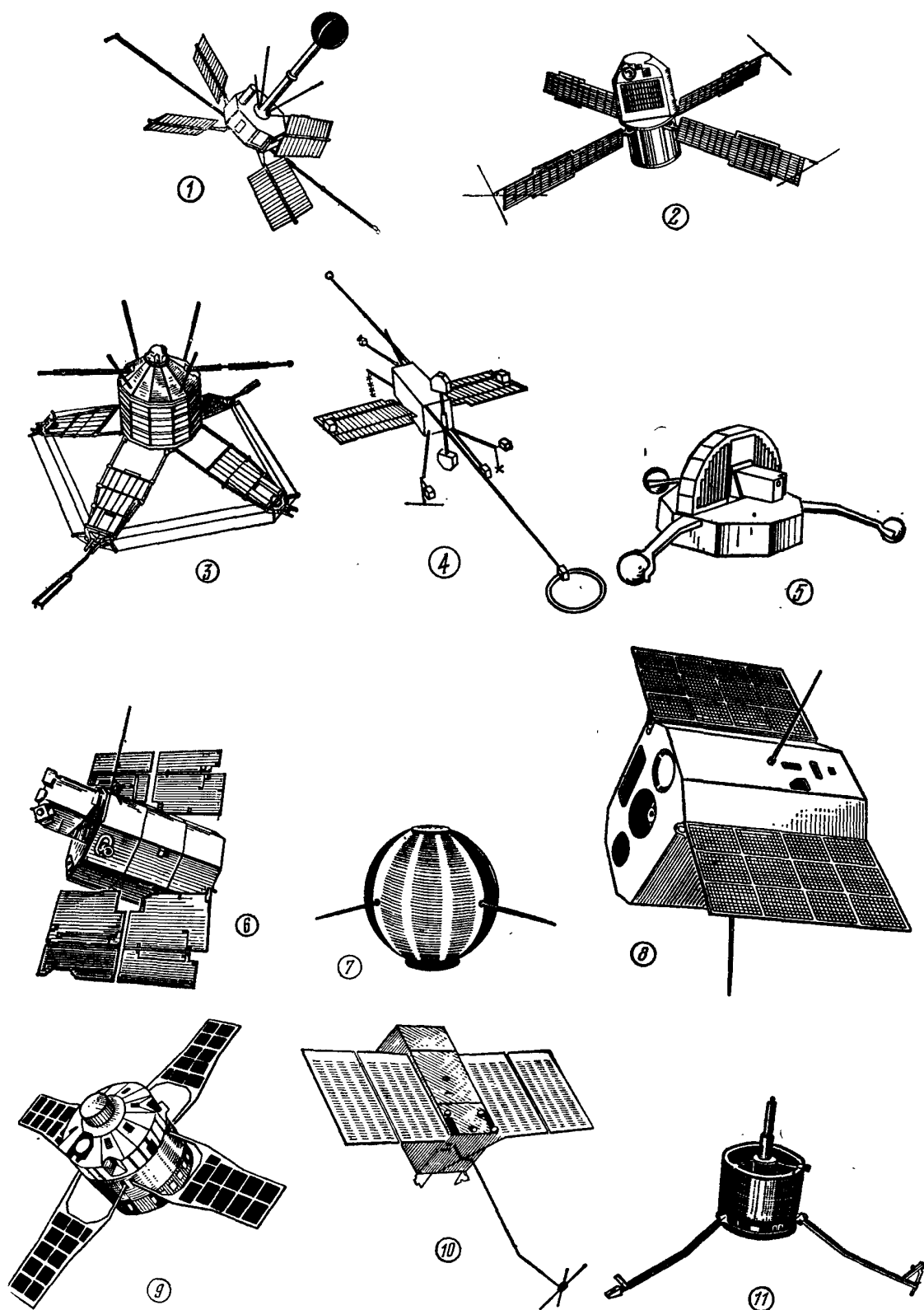


Рис. 53. Иностранные исследовательские спутники: 1 — «Эксплорер-28» (США), 2 — «Эксплорер-42» (США), 3 — «Ариэль-4» (Великобритания), 4 — OGO-1 (США), 5 — OSO-1 (США), 6 — OAO-1, 7 — «Сан-Марко» (Италия), 8 — ANS (Нидерланды), 9 — «Снет-3» (Франция), 10 — TD-1, 11 — ISEE-2 (западноевропейские).

и четвертого из специальных «Атмосферных Эксплореров») апогеи были на высотах 4300 км и 3200 км; имея бортовой двигатель, «Эксплорер-51» примерно 1—2 раза в месяц погружался в перигее на несколько дней до высоты 120 км.

Большая часть геофизических спутников занята исследованием *земной магнитосферы* [2.28, 2.29] — области межпланетного пространства, в которой движение заряженных частиц подчиняется не

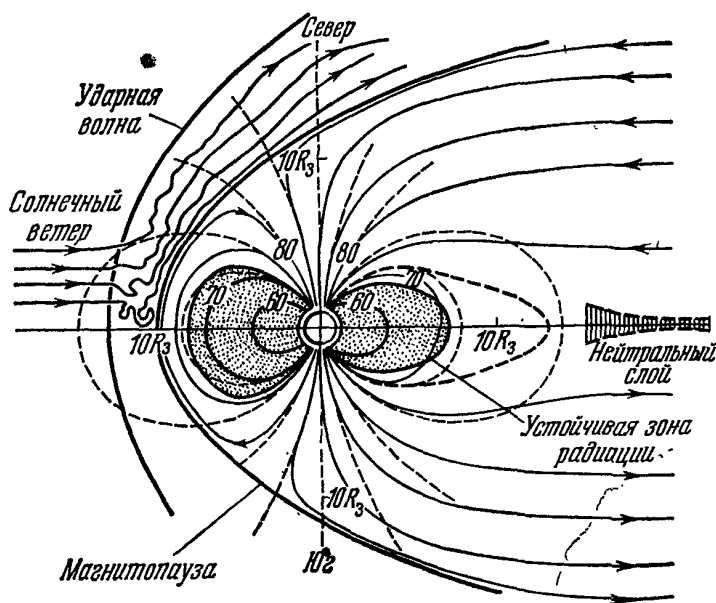


Рис. 54. Меридиональный разрез магнитосферы Земли [2.28].

магнитному полю Солнца, а магнитному полю Земли (рис. 54). Магнитосфера имеет ширину в 60 земных радиусов и простирается на 600 млн. км в сторону, противоположную Солнцу (как хвост кометы). Постоянно истекающий из Солнца поток частиц — *солнечный ветер*¹⁾, наталкиваясь на магнитное поле, образует ударную волну. На расстоянии примерно 10 радиусов Земли между Землей и Солнцем проходит магнитопауза — граница, внутри которой господствует магнитное поле Земли. Через воронки на дневной стороне («полярные каспы») заряженные частицы проникают в верхнюю атмосферу над полюсами Земли и служат причиной полярных сияний.

Магнитосферу исследовали многие спутники серии «Космос». Прохождение радиоволн в ионосфере исследовалось на спутниках «Космос-2, -142, -259, -378». Магнитную съемку проводили «Космос-26, -49, -321». Полярные сияния изучались спутниками «Космос-261,

¹⁾ Обычно вблизи земной орбиты в солнечном ветре на 1 см³ приходится 3—4 частицы, движущихся со скоростью 400 км/с, а во время повышенной активности Солнца — 15—20 при скорости 700÷1000 км/с [2.28].

-348, -900», спутниками серии «Ореол» (аппаратура СССР и Франции) и другими. Такие спутники запускаются на низкие орбиты с большим наклоном. На спутниках «Молния» (апогеи на высоте 40 000 км), в основном предназначенных для других целей (см. § 4 настоящей главы), устанавливалась аппаратура для изучения свойств кольцевого тока на высоте 10 000 км.

Спутники зондируют магнитосферу в различных направлениях и на различных высотах. При этом одни дают разрез магнитосферы по высоте (вытянутые эллиптические орбиты), а другие детально исследуют ситуацию на заданной высоте (околокруговые орбиты).

К числу первых можно отнести советские спутники «Электрон-1, -2» (у второго апогей на высоте 68200 км) и семейство «Прогнозов» с апогеями на высотах порядка 200000 км, находившимися в период запуска примерно на линии Земля — Солнце, западноевропейские HEOS-1, -2, направленные аналогично «Прогнозам» и на то же примерно расстояние. В той же стороне находятся на высоте 138000 км апогеи американского спутника ISEE-1 и западноевропейского ISEE-2, запущенных 22 октября 1977 г. одной ракетой, причем второй из них способен, включая в перигее двигатель, так варьировать свою орбиту, чтобы расстояние между обоими спутниками не превышало 5000 км (через 3 года их орбиты должны стать круговыми.) А 12 августа 1978 г. был запущен в окрестность точки либрации L_1 системы Солнце — Земля (см. § 7 гл. 15) аппарат ISEE-3, «сотрудничающий» с ISEE-1, -2, но об этом речь впереди (гл. 15). Все перечисленные спутники исследуют головную часть ударной волны и, «высовываясь» из магнитосферы, наблюдают за вспышками на Солнце. Американский «Эксплорер-52» (апогей на высоте 125 000 км) прорезал магнитосферу над северным полюсом, а «Эксплорер-34» (апогей 214 000 км) имел орбиту, вытянутую в сторону от Солнца.

Ко второй группе относятся западноевропейские GEOS-2 (первый стационарный научный спутник) и GEOS-1 (расчетная орбита которого должна была быть стационарной, а оказалась орбитой высотой 2100÷38500 км), а также американские «Эксплорер-47, -50» (IMP-H, IMP-J), которые двигаются своеобразным дозором (один впереди другого на 90°), совершая один оборот за 12 суток по орбитам на высотах примерно от 200 000 до 300 000 км, т. е. движутся как внутри, так и вне магнитосферы, давая информацию о невозмущенной межпланетной среде. Подобно этим последним для исследования магнитного шлейфа Земли могли бы послужить и «космические буи» в треугольных точках либрации L_4 и L_5 , каждая из которых пересекает шлейф ежемесячно в течение нескольких дней (они предлагались еще до открытия магнитного «хвоста» Земли).

Переходя к спутникам для изучения далеких областей Вселенной, заметим, что ценную информацию могут дать орбитальные лаборатории типа советских «Протонов», предназначенных для изучения взаимодействия космических лучей и частиц высоких энергий

с веществом, находящимся на борту (17-тонный «Протон-4» содержал 12,5 т научной аппаратуры):

Собственно *астрономическими* называются спутники, которые снабжены телескопами для наблюдения электромагнитных излучений небесных объектов в различных диапазонах: коротковолновом (ультрафиолетовом, рентгеновском, гамма-лучах), оптическом и длинноволновом (инфракрасном и радиодиапазоне). Рентгеновское и гамма-излучения дают информацию о пульсарах, квазарах, черных дырах, межзвездной среде. Все астрономические спутники стабилизируются или по трем осям, или, по крайней мере, вращаются вокруг одной оси, неизменно ориентированной в пространстве.

Рентгеновские телескопы на спутниках первого поколения дали ценнейшую информацию, совершившую переворот в астрономии. К этим спутникам принадлежали советские «Космос-215» (1968 г.), «Космос-262» (1968 г.), «Космос-264» (1969 г.), «Космос-428» (1971 г.), «Космос-461» (1971 г.), американские спутники серии SAS («малые астрономические спутники», нумеровались также как «Эксплореры»), английский «Ариэль-5» (1974 г.), французские «Аура» (1975 г.) и «Снег-3» (1977 г., запущен советской ракетой), индийский «Ариабата» (1975 г., запущен советской ракетой), голландский ANS (1974 г., запущен американской ракетой), западноевропейский COS-B (1975 г., американская ракета-носитель; орбита $316 \div 116\,000$ км для избежания помех от пояса радиации), американо-западноевропейский IUE (1978 г., орбита $25000 \div 40000$ км). Гамма-телескопы, имевшиеся на некоторых из этих спутников, были всенаправленными и дали гораздо меньше информации, чем рентгеновские. Гораздо более совершенной рентгеновской и гамма-аппаратурой обладают американские астрономические спутники второго поколения серии HEAO. Они имеют длину 5,8 м, диаметр 2,1 м и массу более 3 т каждый и должны выводиться на круговые орбиты высотой от 420 до 460 км (первый был запущен в апреле 1977 г.). Их приборы сканируют небесную сферу, медленно вращаясь вокруг оси, направленной на Солнце, но могут и детально «рассмотреть» уже обнаруженные рентгеновские источники. Спутники HEAO способны обнаруживать в миллион раз более слабые рентгеновские источники, чем выведенный в 1970 г. спутник SAS-1 (он же «Эксплорер-42», он же «Ухуру»).

Оптические телескопы помещались на американских спутниках серии ОАО («Орбитальная астрономическая обсерватория»). Наиболее совершенным из них был спутник «Коперник» (1972 г., орбита $739 \div 751$ км, масса 2220 кг). Его система стабилизации была рассчитана на точность наведения в течение часа с точностью $0,1''$ (фактически оказалось даже $0,03''$). США намечают в начале 1983 г. вывести с помощью орбитального самолета на круговую орбиту высотой 520 км телескоп длиной 14 м с диаметром зеркала 2,4 м.

Телескоп, управляемый наземным оператором, должен будет удерживать заданное направление с точностью $0,007''$. Удастся наблюдать объекты, удаленные на 14 млрд. св. лет (сейчас на Земле — лишь 2 млрд. св. лет). Угловое разрешение $0,1''$ позволит различить на Юпитере детали размером 300 км.

Советские телескопические наблюдения проводились на пилотируемых орбитальных объектах. Для этого на первой станции «Салют» во время ее 23-суточного полета в 1971 г. использовалась астрофизическая установка «Орион»; аналогичные наблюдения проводились в 1973 г. на космическом корабле «Союз-13» с помощью установки «Орион-2».

Радиоастрономические спутники имеют очень большие развертывающиеся антенны. Так, американский радиоастрономический спутник «Эксплорер-38», запущенный в июле 1968 г. на орбиту высотой от 5850 до 5858 км, имеет четыре антенны, каждая из которых может раздвигаться до 229 м. Колоссальные размеры и площади могут иметь орбитальные радиотелескопы, монтируемые из отдельных блоков (см. § 6 гл. 7). В июле 1979 г. на борту орбитальной станции «Салют-6» успешно работал 10-метровый радиотелескоп, доставленный в сложенном виде грузовым кораблем «Прогресс-7».

Особый вид астрономических спутников представляют *солнечные спутники*, которые ориентируются на Солнце и направляют на него свои приборы. Таковы советские «Космос-166, -200, -230» и другие этой же серии, спутники серии «Интеркосмос», «Интеркосмос-Коперник 500» (аппаратуры разработаны в СССР, ГДР, ПНР, ЧССР), американские спутники серии OSO («Орбитальная солнечная обсерватория»), западноевропейский TD-1A, японский «Стратс». Конечно, их аппаратура используется зачастую и для наблюдений других рентгеновских источников. В связи с наступлением периода солнечной активности (1979—1983 гг.) в США проектируется запуск нескольких спутников.

К астрономическим спутникам примыкают, так сказать, по ведомственной принадлежности *метеороидные* спутники. Их представителями служат советские спутники «Космос-135, -163», американские «Эксплорер-13, -16, -23, -46» и «Пегас-1, -2, -3», английский «Просперо». Спутники «Пегас» снабжались развертывающимися поверхностями для пробивания их метеоритами.

Особо следует сказать о спутниках, предназначенных для проверки общей теории относительности. По крайней мере, в некоторых случаях они могут представлять собой просто радиомаяки без каких-либо приборов. Дело в том, что, как вытекает из теории, плоскость орбиты спутника должна бы была совершать медленное прецессионное движение, даже если бы Земля обладала точной сферической симметрией. В США предполагалось запустить на близкие полярные орбиты в противоположных направлениях два спутника: эффект бы удвоился и расхождение плоскостей удалось бы наблюдать. А влия-

ние во много раз большей «обычной» прецессии было бы исключено: орбиты — полярные!

К числу исследовательских спутников принадлежат также *биоспутники*, служащие для изучения воздействий условий космического полета на живые организмы — животные и растения. Главным фактором, интересующим при этом науку, является невесомость, но представляет интерес и воздействие радиации. Продолжительность воздействия невесомости при орбитальном полете неограничена. С этой точки зрения на орбите спутника Земли может быть промоделирован полет до любой планеты. Помимо значения таких испытаний для будущих полетов людей, они имеют и большое теоретическое значение, так как помогают выявить роль силы тяжести в развитии живых организмов.

Специально биологическими были второй советский спутник (1957 г.) со знаменитой Лайкой на борту (первый биоспутник в истории), «Космос-110» (1966 г., две собаки, 22-суточный полет), «Космос-368» (1970 г.), «Космос-573» (1973 г.), «Космос-605» (1973 г., лабораторные животные и другие объекты), «Космос-690» (1974 г., крысы в условиях искусственного облучения радиоизотопным источником), «Космос-782» (1975 г.), «Космос-936» (1977 г.). На двух последних спутниках помещались вращающиеся центрифуги, создающие искусственную тяжесть (см. § 3 гл. 7), под воздействием которой находились насекомые, растения, рыбы, микроорганизмы на «Космосе-782» и 10 крыс на «Космосе-936». В США выводились спутники «Биос-2» (1967 г., насекомые и растения), «Биос-3» (1969 г., макака — погибла после экстренного спуска по неясной причине), OFO-1 (две лягушки). Подопытные животные помещались на кораблях-спутниках при испытательных полетах, предшествовавших полету человеку (собаки и кролики в СССР, обезьяны в США).

Информация, полученная с помощью исследовательских спутников, дала ценнейшую информацию для физиков, геофизиков, астрономов, астрофизиков, биологов. Объем ее столь велик, что даже беглое изложение потребовало бы отдельной книги. Автор предпочитает не затрагивать этих вопросов.

§ 3. Метеорологические спутники и спутники для исследования природных ресурсов Земли

Мы начнем обзор *прикладных спутников* (рис. 55, 56) с широкого класса автоматических орбитальных лабораторий, предназначенных для обзора облачного слоя и поверхности Земли с различными целями.

Метеорологические спутники предназначены для оперативного обеспечения службы погоды информацией об облачности и состоянии нижнего слоя атмосферы (температура, скорость ветра), а также для оповещения о грозах, штормах, ураганах и т. п. Они снабжа-

ются телевизионными камерами и инфракрасными датчиками для наблюдения облачности на ночной стороне Земли и измерения теплового баланса Земли. Орбиты таких спутников должны быть достаточно высокими, чтобы был обеспечен широкий обзор, и круговыми, чтобы легче можно было компоновать метеокарты в одном масштабе. Желательны кратно-периодические орбиты, чтобы один спутник

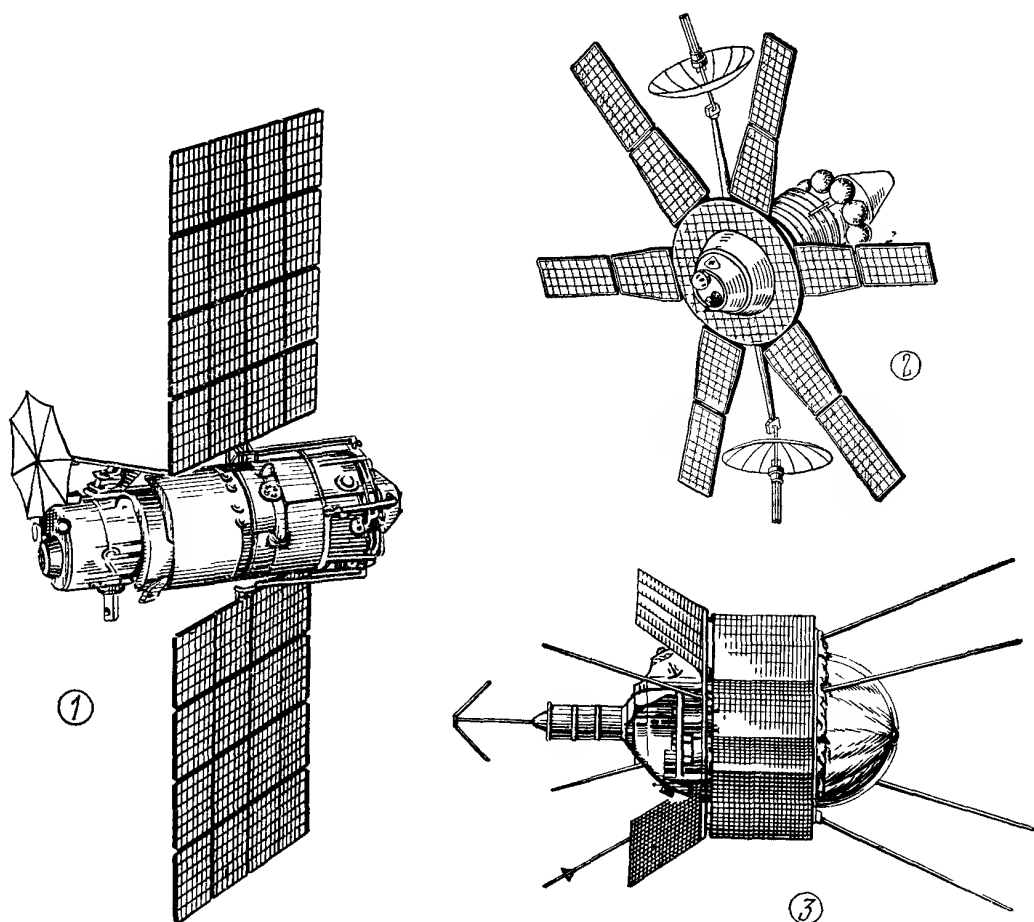


Рис. 55. Советские прикладные спутники: 1 — «Метеор», 2 — «Молния-1», 3 — «Космос-97»

многократно проходил над одними и теми же районами. Система из многих спутников должна обеспечить обзор всей земной поверхности. Ясно, что это невозможно без полярных спутников. В зависимости от высоты орбит, определяющейся прогрессом оптической и телевизионной аппаратур, система должна теоретически содержать то или иное число спутников.

На первоначальном этапе как в СССР, так и в США запускались экспериментальные метеоспутники или необходимая аппаратура отрабатывалась на спутниках, предназначенных для других целей. В Советском Союзе для этого использовались спутники «Космос-4, -45» и другие этой же серии, а также спутники связи «Молния». Наконец, была создана система «Метеор», в которую постепенно

включались, заменяя одни других, спутники «Космос-122, -144, -156, -184, -206, -226» и многочисленные спутники серий «Метеор» и «Метеор-2». В основном сейчас используются высоты 900 км (ранее — 650 км) [2.30], причем разрешающая способность телевизионных камер в надире составляет 1,5 км [2.31].

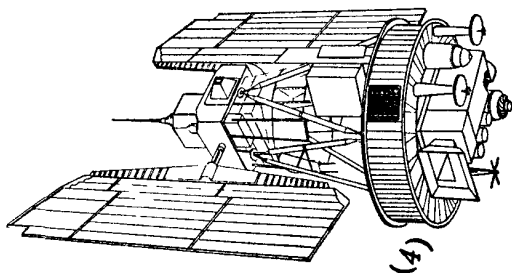
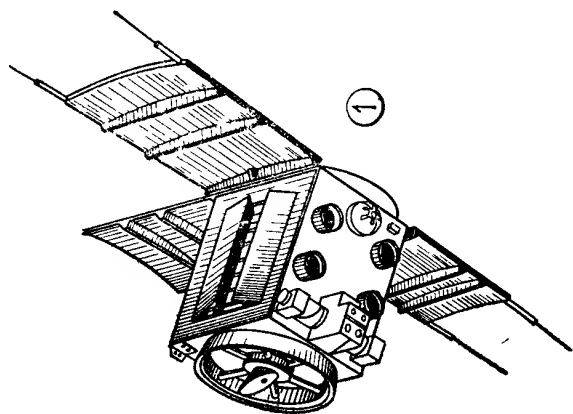
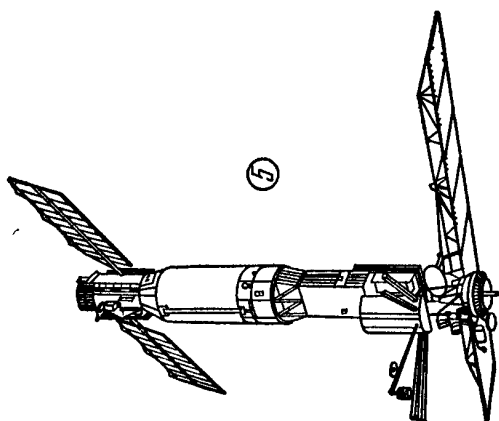
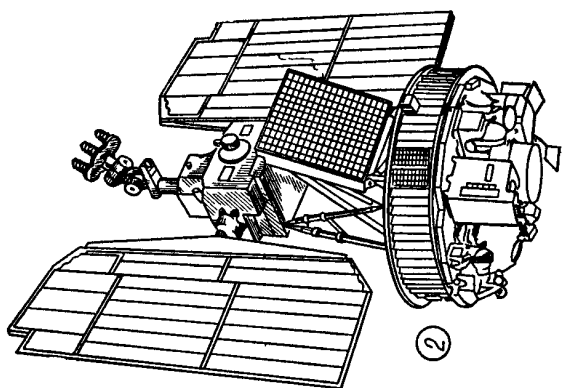
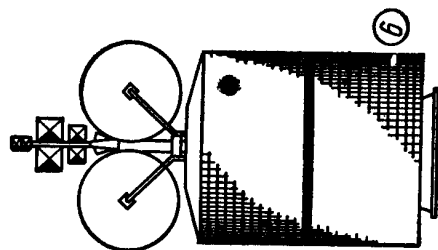
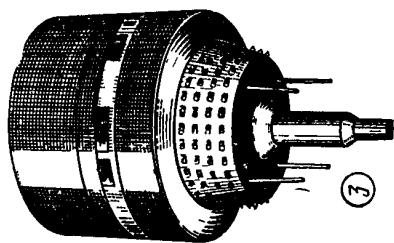
В США, начиная с 1960 г., метеорологические спутники в своем развитии прошли серии «Тирос», ESSA, ITOS (начиная со второго назывались также NOAA), несколько модификаций экспериментальных спутников «Нимбус». В октябре 1978 г. был запущен первый из восьми эксплуатационных спутников серии «Тирос-N». Все эти спутники выводились на круговые солнечно-синхронные орбиты («Тирос-N» — высотой 1000 км). Эпизодически в роли метеорологических выступали спутники серии ATS. Наконец, стали выводиться стационарные метеорологические спутники серии SMS, серии GOES (третий из них, запущенный в 1978 г., управляется Западноевропейским космическим агентством). Свои метеорологические спутники имеет и военное ведомство США.

Должны быть упомянуты также французский спутник «Эол», японские «Осуми» и GMS-1 (последний — стационарный, для наблюдения за ураганами).

Поскольку погода не знает границ и состояние ее в любом пункте земного шара зависит от условий в других районах, естественно стремление создать глобальную международную оперативную метеорологическую систему. Сообщалось о системе из спутников NOAA, SMS, GOES, «Метеосат» [2.30] и о системе, включающей советские спутники «Метеор», NOAA, SMS-1, -2 [2.31]. На период декабрь 1978 — декабрь 1979 гг. намечался глобальный эксперимент по проверке численных моделей прогноза погоды. В нем должны были принимать участие пять стационарных метeosпутников, расположенных над точками с долготами 0° (Европейское космическое агентство), 70° в. д. (СССР), 140° в. д. (Япония), 135° з. д. и 70° з. д. (США) [2.31].

Разновидностью метеорологических спутников служат *океанографические*, предназначенные для наблюдения за океанами: скоростью ветра в приводном слое, волнением, зонами зарождения ураганов, ледовой обстановкой в Арктике и Антарктике, местными температурными аномалиями, позволяющими подозревать наличие в них косяков рыб, и т. д. Сюда относятся спутники серии «Космос» (например, «Космос-243», 1968 г., «Космос-1076», 1979 г.), американский спутник «Сисат» (1978 г.). О спутнике «Сисат» сообщалось, что он способен определять свою высоту над океаном (с орбиты 710—850 км) с точностью до 10 см в случае штиля, высоту волн с точностью 0.5 м, скорость ветра с точностью до 2 м/с (определяется и его направление).

Тысячи морских судов, рыболовецких, торговых, грузовых, многие сельскохозяйственные органы во всем мире уже пользуются



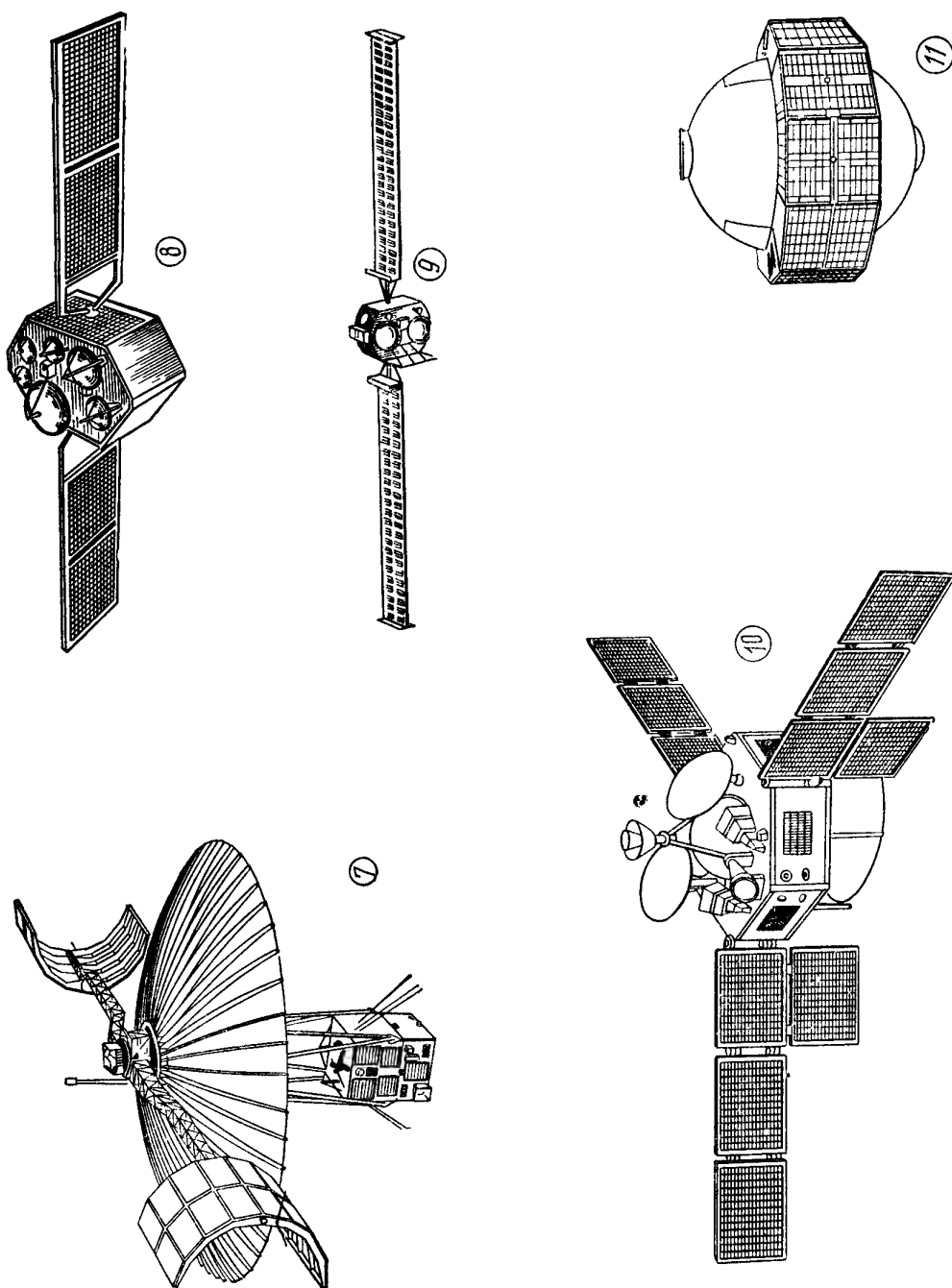


Рис 56. Иностранные прикладные спутники: 1 — ITOS-1 (США), 2 — «Нимбус-6» (США), 3 — «Метеосат» (западноевропейский), 4 — «Лэндсат-1» (США), 5 — «Сисат-1» (США), 6 — «Интелсат-4» (США), 7 — АТС-6 (США), 8 — ОТС (западноевропейский), 9 — СТС (Канада), 10 — «Симфония» (ФРГ — Франция), 11 — «Анна-1В» (США).

информацией метеорологических и океанографических спутников.

Большинство действующих метеорологических спутников способно выполнять функции спутников связи, собирая для передачи на Землю информацию с автоматических станций, находящихся на суше, дрейфующих на льдах, на аэростатах (один лишь «Метеосат-1» охватывает более 1000 подобных пунктов, а «Эол» занимался исключительно ретрансляцией сигналов от нескольких сот шаров-зондов в южном полушарии).

Родственны метеорологическим спутники для изучения природных ресурсов Земли. Они делают все то же, что и метеорологические спутники и даже больше, но преследуют несколько иные цели. Фотографии делаются в разных участках оптического спектра, используется информация в инфракрасном и радиодиапазонах. Становятся различимыми детали наземного и подводного рельефа, типы горных пород, детали растительного покрова и его изменение (олиствение, листопад, подсыхание трав, заражение насекомыми-вредителями). Делаются возможными определение влажности почвы, прогнозы урожаев и их определение «на корню», наблюдение рельефа морского дна, загрязнения океана и многое, многое другое. В США были запущены для таких исследований три спутника серии «Лэндсат» (1972, 1975, 1978 гг.), давшие огромное количество ценной информации. Они выводились на околокруговые (высота 900 км), кратнопериодические (период 18 суток), солнечно-синхронные орбиты. Запущенный в ноябре 1978 г. метеоспутник «Нимбус-7» был снабжен аппаратурой для изучения загрязнения океана. Со второй половины мая 1979 г. в Советском Союзе начались многочисленные запуски на низкие орбиты (перигеи на высотах 222—224 км и апогеи до 264—268 км) с наклонениями $81,4^\circ$ спутников серии «Космос», аппаратура которых была предназначена для продолжения исследования природных ресурсов Земли в интересах различных отраслей народного хозяйства СССР и международного сотрудничества. Аналогичную цель преследовал запуск индийского спутника «Бхаскара» в июне 1979 г. советской ракетой (орбита $512 \div 557$ км при наклонении $50,7^\circ$).

В 1979 г. проводилось радиокартографирование земной поверхности и акватории Мирового океана с помощью радиотелескопа КРТ-10, установленного на борту станции «Салют-6».

§ 4. Спутники связи

Спутники связи служат для ретрансляции радио и телевизионных сигналов между удаленными пунктами земной поверхности. Особое значение это имеет для телевизионных передач, которые, как известно, распространяются только в пределах прямой видимости. Спутник связи представляет собой ретрансляционную станцию (по-

добную радиорелейным вышкам), поднятую высоко над Землей. Для осуществления передачи необходимо, чтобы спутник был виден одновременно из пунктов передачи и приема.

Самые первые эксперименты проводились в США с пассивными ретрансляторами. К ним относился «пояс иголок» (см. § 7 гл. 4 и § 5 гл. 5); предполагалось, что два таких пояса могли бы обеспечить глобальную радиосвязь. Пассивными ретрансляторами служили и американские спутники «Эхо-1» и «Эхо-2» — надувные сферы, покрытые слоем отражающего металла.

Активные ретрансляторы имеют на борту приемно-передающие устройства, что резко повышает уровень передаваемого сигнала, который собирается в пучок параболической антенной, направленной на Землю. Наземная станция ретранслирует сигнал в обычную сеть релейных станций или прямо транслирует его на антенны телеприемников. Но возможна система телевещания и непосредственно на коллективные домовые антенны, лишь бы были достаточно мощны сигналы спутника. Наземная антенна, принимающая сигналы спутника должна поворачиваться, следя за его перемещением по небу. От слежения свободны антенны, направленные на стационарный спутник. Правда, он находится довольно далеко, и понадобилось время, чтобы прогресс ракетной техники и радиоэлектроники сделал стационарный спутник связи действительностью. К сожалению, стационарный спутник не может послать сигнал в полярные районы с широтами более $81,3^\circ$.

Возможны различные системы спутников связи, использующие орбиты разного размера и эксцентриситета, но практика показала, что для Советского Союза наиболее выгодны эллиптические орбиты с апогеем на высоте 40000 км над северным полушарием, перигеем 500 км над южным, наклоном $63,5^\circ$ и периодом обращения 12 ч, а также стационарные спутники. Указанные эллиптические орбиты имеют советские спутники серии «Молния-1». В течение 11 ч, двигаясь медленно в окрестности апогея, спутник «Молния» смещается не более чем на 10° по долготе. Зона видимости спутника превышает зону видимости стационарного спутника и охватывает полярные районы. Продолжительность сеансов связи между пунктами зоны видимости для одного спутника составляет 6—8 ч в сутки. Побывав в апогее над восточным полушарием, спутник на втором за сутки обороте оказывается в апогее над западным полушарием (примерная картина движения в связанной с вращающейся Землей системе координат изображена на рис. 57 [2.32]). Четыре орбиты, апогеи которых образуют квадрат, обеспечивают круглосуточную связь. Антенны спутников «Молния» направлены на центр Земли. Многочисленные приемные станции системы «Орбита» (диаметры антенн 12 м) обеспечивают передачи в отдаленные районы СССР. Система стала еще более совершенной с вступлением в строй технически более совершенных спутников серий «Молния-2» и «Молния-3» на тех

же эллиптических орбитах, а также спутников «Радуга» на стационарной орбите. Наконец, 26 октября 1976 г. на стационарную орбиту на меридиан 99° в. д. был выведен первый спутник серии «Экран» Его приемная антенна ориентирована на Москву, а остронаправленная передающая антенна обеспечивает телепрограммами населенные пункты Сибири и Дальнего Севера; для приема используются коллективные домовые антенны несложной конструкции В 1971 г. было заключено соглашение о создании системы связи «Интерспутник», обслуживающей социалистические страны с помощью спутников серий «Молния-3» и «Радуга» [2.33, 2.34] 19 де-

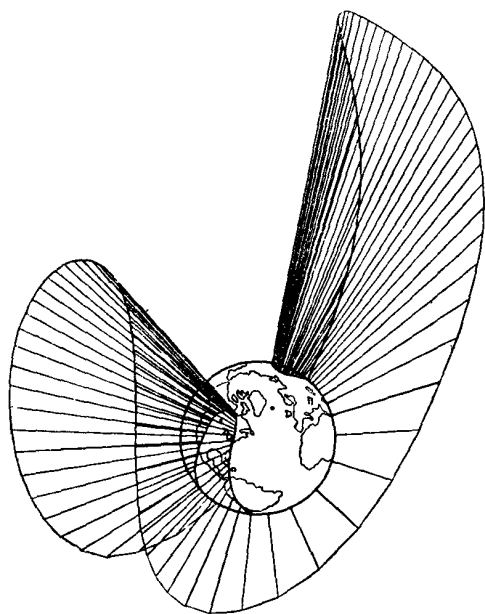


Рис 57 Траектория 12-часового эллиптического спутника в системе отсчета, связанной с поворачивающейся за 24 часа Землей. Линии, соединяющие спутник с центром Земли, проведенные через равные промежутки времени (эксцентриситет орбиты меньше, чем у спутников «Молния»)

кабря 1978 г. специально для трансляции XXII Олимпийских игр был запущен советский спутник «Горизонт» на орбиту высотой $22581 \div 48365$ км, с периодом обращения 23 ч 40 мин и наклоном $11,3^\circ$, а 6 июля 1979 г. для той же цели был выведен спутник «Горизонт» на орбиту, близкую к стационарной.

Орбиты первых американских серий спутников «Реле» и «Тельстар» (начали выводиться в 1962 г.) были эллиптическими, но с меньшими периодами обращения и с более низкими апогеями, чем у спутников «Молния». Затем появились стационарные спутники многочисленных серий, каждая из которых включила в себя несколько спутников. Помимо экспериментальных серий «Синком», «Эрли Берд», ATS, LES стали эксплуатироваться коммерческие спутники серий «Интелсат-1, -2, -3, -4, -4А, -5». Эти спутники ведут переда-

чи на всю видимую с высоты 35 800 км поверхность Земли, а также, имея на борту по несколько антенн, формируют узкие «карандашные» лучи шириной 4° , направляя их на отдельные районы поперечником примерно 2500 км в Европе, Северной и Южной Америке (например, на спутнике серии «Интелсат-4» было 13 таких антенн). Спутник «Интелсат-4» используется СССР, ГДР, ЧССР, ПНР и НРБ для связи с США и Канадой [2.31]. В последнее время получили развитие региональные системы, обслуживающие отдельные страны: канадская «Телесат», состоящая из трех спутников серии «Аник», системы США «Сатком», «Комсат», «Уэстар», индонезийская система из двух спутников «Палапа-1, -2»; в США проектируется спутник

«Арабсат» по заказу Лиги арабских стран и т. д. Действуют военные системы: NATO, английская «Скайнет», американские DSCS и FLTSATCOM. Осуществлены системы связи с движущимися объектами: американская «Марисат» и западноевропейская «Маротс» для морских судов и «Аэросат» для самолетов над Атлантикой (США, Канада, Западная Европа). Производятся эксперименты с помощью спутников США LES, ATS-6, Канады и США CTS, западноевропейским OTS, спутником ФРГ и Франции «Симфония», Италии «Сирио», Японии CS и BS. Все перечисленные стационарные спутники, кроме японских, выведены с помощью американских ракет. На очереди, по сообщениям американской печати, создание коммерческой системы, связывающей ЭВМ в разных городах, системы связи с автоматическими и пилотируемыми спутниками и многое другое.

По мере роста мощностей орбитальных источников энергии можно будет осуществлять связь между спутниками на стационарной орбите (уже проводились эксперименты со спутниками LES-8 и LES-9, разделенными дугой в 90°). Тогда одной наземной станции и трех стационарных спутников, разделенных дугами 120° , будет в принципе достаточно для глобального охвата земного шара. Ожидается, что луч лазера сможет передать со спутника на спутник уже в 80-х гг. за секунду $3 \div 5$ млрд. бит информации.

В 1978 г. на стационарной орбите находилось более 70 спутников. В будущем, вероятно, будут созданы большие стационарные спутники связи, каждый из которых будет способен обслуживать многочисленные виды связи (межконтинентальная, региональная, деловая, морская, авиационная, радиотелефонная, межспутниковая, телевизионное вещание), а также осуществлять метеорологические наблюдения и исследование природных ресурсов¹⁾.

§ 5. Навигационные и геодезические спутники

Навигационные спутники служат для точного определения географических координат судов и самолетов. Радиотехническими методами определяется положение корабля относительно спутника в нескольких точках его орбиты. Орбита спутника и «расписание» его движения по ней известны с очень большой точностью. Соответствующие данные хранятся в бортовом запоминающем устройстве, и они регулярно обновляются и уточняются специальными наблюдательными станциями, входящими в навигационную систему. После того как относительное расположение корабля (или самолета) и спутника определено, счетно-решающее устройство вычисляет географические координаты объекта.

¹⁾ Антенные конструкции перспективных орбитальных систем — Астронавтика и ракетодинамика Экспресс-информация, ВИНТИ, 1979, № 8.

Навигационные эксперименты проводились на советских спутниках серии «Космос» (в частности, как сообщала газета «Правда» 2 апреля 1978 г., навигационным был «юбилейный» «Космос-1000»). Навигационными были американские спутники серий «Транзит» и «Навстар».

Геодезические спутники во многом подобны навигационным (были случаи в прошлом, когда навигационные служили в роли геодезических), только они позволяют точно измерять расстояния между наземными пунктами. Сначала определяется орбита спутника по его наблюдениям на фоне небесной сферы из пунктов поверхности, координаты которых известны. Затем находятся координаты постороннего пункта по наблюдениям того же спутника. Первые американские геодезические спутники снабжались лампами, дающими вспышку яркостью в миллионы свечей (спутники «Анна»), или представляли собой надувные оболочки, отражавшие солнечные лучи («Пагеос-1»), а расстояние до спутника находилось радиотехническими методами. Впоследствии как на американских, так и на советских спутниках стали устанавливаться лазерные уголковые отражатели (они отражают лазерный луч в ту сторону, откуда он послан). Специально геодезическими были, кроме названных, американские спутники «Секор», «Геос», «Эксплорер-22», «Лагеос», «Старлетт». Геодезические измерения производились с помощью спутников «Интеркосмос».

По американским данным измерения с помощью лазерных лучей, отражаемых от спутников, должны уточнить расстояния между наземными пунктами до 2 см. В перспективе — измерения перемещения материков, уточнение гравитационного поля Земли и т. д.

§ 6. Орбитальные энергостанции

Кроме перечисленных классов спутников наиболее многочисленных категорий существуют и другие, например, технологические спутники для отработки разного рода оборудования, главным образом космического. Сюда относятся некоторые спутники серии «Космос», американские «Серкал», «Тетр», «Радкэт», французские МАС для испытаний солнечных батарей, запускавшиеся с помощью советских ракет, уже упоминавшиеся в § 2 гл. 5 спутники-инспекторы «Вела-Хоутел» (США) и т. п.

А теперь поговорим о спутниках, которых еще нет. Наибольшее значение в течение будущих десятилетий будут иметь орбитальные солнечные энергостанции (ОСЭС), разрабатываемые с 1968 г. ОСЭС, находящиеся на стационарной орбите, будут преобразовывать поток солнечной радиации в электрическую энергию, которая затем превратится в направляемый на наземную станцию поток микроволн, преобразуемый на Земле в электрический. Перед наземными СЭС орбитальная имеет ряд преимуществ. Она попадает в тень

Земли лишь вблизи равноденствий (вследствие несовпадения плоскостей экватора и эклиптики) на 72 мин за одни сутки (в это время на наземной станции ночь и потребление энергии невелико). И никаких облачностей! Микроволновый луч может быть направлен в любую точку почвы целого полушария, а наиболее выгодные места создания наземных СЭС далеки от потребителей. Преобразование солнечной энергии в электрическую может производиться с помощью фотоэлементов (большинство проектов) или с помощью теплового двигателя, использующего систему зеркал для нагрева газообразного рабочего тела, например гелия. Масса орбитальной СЭС должна составлять несколько тысяч тонн, а ее размеры измеряться, возможно, десятками километров (если мала ширина), передающая антенна может иметь 1 км в диаметре. Слишком большая мощность СЭС на орбите невозможна: некуда девать избыточное тепло.

Отсюда ясно, что хотя длина стационарной орбиты равна 265 000 км, число орбитальных СЭС на ней не безгранично, а ведь еще существуют метеостанции и станции связи. В конце концов наступит насыщение стационарной орбиты ¹⁾. Кстати, близкие СЭС около 6 ч утра и 6 ч вечера (по местному меридиану) будут попадать в тень друг друга.

О способах доставки таких огромных объектов на орбиту мы поговорим в следующей главе.

Первые орбитальные СЭС, возможно, будут созданы к концу нашего столетия, а по прогнозу Космического центра им. Джонсона к 2025 г. будет запущено 112 станций, которые удовлетворят 40% потребностей США в энергии (AIAA Paper, 1977, № 552).

¹⁾ Насыщение стационарной орбиты в конце концов начнет мешать маневрированию, которое сопровождает выведение каждого нового стационарного спутника (см. § 9 гл. 5). И еще: насыщение порождает опасность столкновений при малых относительных скоростях (порядка метров или десятков метров в секунду), что может привести скорее к нарушению нормальной работы спутников, чем к образованию кольца обломков в окрестности стационарной орбиты.

Глава 7

ПИЛОТИРУЕМЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ ОБЪЕКТЫ

§ 1. Корабли-спутники и орбитальные станции

Как в СССР, так и в США пилотируемые одно-, двух- и трехместные космические корабли-спутники, запускавшиеся с 1961 г., и орбитальные станции выводились на орбиты, лежащие в тонком слое на высотах от 200 до 500 км. Окружающий Землю пояс радиации не позволяет долго находиться на более высоких орбитах, хотя кратковременный вылет из указанного слоя и возможен (в 1966 г. американский корабль «Джеминай» достиг высоты 1370 км). В будущем станет возможным, если понадобится (сейчас неясно зачем), продолжительное пребывание космонавтов и в поясе радиации при условии выведения с кораблем массивной защитной оболочки. Что же касается стационарной орбиты, то человеку, видимо, придется немало на ней потрудиться.

К настоящему времени состоялось уже так много пилотируемых полетов, что нет никакой возможности дать здесь хотя бы сжатую хронику действий советских и американских космонавтов на околоземных орбитах. Скажем только, что в общей сложности (с учетом двух американских внеатмосферных баллистических полетов типа «прыжка блохи» и полетов на Луну) в космосе побывало до конца 1979 г. 92 космонавта (многие по два или по три раза), в том числе 45 из СССР, 43 из США и по одному из ПНР, ЧССР, ГДР и НРБ (называть пилотов космических кораблей в США принято «астронавтами»; это слово означает совершенно то же, что и термин «космонавты»). Они поднялись в космос на 70 кораблях (39 советских и 31 американском).

Советские космонавты летали на кораблях серий «Восток», «Восход», «Союз» и станциях «Салют», американские — на кораблях серий «Меркурий», «Джеминай», экспериментальных, лунных и транспортных кораблях «Аполлон» и станции «Скайлэб»; два советских и три американских космонавта, участвуя в программе «Союз» — «Аполлон» (1975 г.), встретились на орбите и обменялись рукопожатием внутри состыкованной системы. Фактически научные исследования производились американцами почти исключительно

на станции «Скайлэб», в то время как советские корабли «Союз», превратившиеся в транспортное средство для связи со станциями «Салют», на первоначальном этапе играли роль предтеч орбитальных станций: на их борту проводилась широкая программа научных исследований, на «Союзе-9» в 1970 г. космонавты А. Г. Николаев и В. И. Севастьянов совершили 18-суточный полет. Осуществление в 1969 г. ручной стыковки пилотируемых кораблей «Союз-4» и «Союз-5» создало прообраз сборной станции будущего.

Корабль «Союз» мы видим на рис. 43 в § 7 гл. 5, только в транспортном варианте он обладает активным стыковочным узлом и ему ни к чему панели с солнечными элементами.

Корабль массой 6,8 т, длиной 7,94 м, максимальным диаметром 2,72 м состоит из трех отсеков. *Орбитальный отсек* (объем 6,5 м³) служит местом работы и отдыха космонавтов. Здесь же проводились в прошлом технологические эксперименты. В *спускаемом аппарате* массой 2800 кг экипаж находится не только при возвращении на Землю, но и при выведении на орбиту, в момент стыковки со станцией, вообще при управлении кораблем. В *приборно-агрегатном отсеке* размещены основные служебные системы, обеспечивающие автономный полет, сближение и стыковку, полет вместе с орбитальной станцией и расстыковку. На переходной секции этого отсека находятся 10 двигателей причаливания и ориентации тягой 10 кгс каждый; в герметичной приборной секции — различная аппаратура; в агрегатной — сближающе-корректирующий двигатель, снаружи секции — 4 двигателя причаливания и ориентации (по 10 кгс) и 8 двигателей ориентации (по 1 кгс). При спуске (уже после отделения от станции «Салют») от корабля сначала отделяется орбитальный отсек, затем сообщается тормозной импульс, а перед входом в атмосферу от спускаемого аппарата отделяется приборно-агрегатный отсек. О том, как происходит спуск «Союза», говорилось в § 4 гл. 5¹⁾.

Забегая несколько вперед, расскажем об устройстве еще не упоминавшегося автоматического аппарата.

Грузовой корабль «Прогресс» создан на базе корабля «Союз» и запускается с помощью той же ракеты-носителя. Он совершенно той же длины и диаметра, но в загруженном виде имеет массу 7 т. Корабль состоит из трех отсеков, внешне не отличающихся от отсеков «Союза». В *грузовом отсеке* (объем 6,6 м³) размещаются сухие грузы и запасы воды (всего до 1,3 т), в нем обычный воздух при нормальном давлении. В негерметичном отсеке компонентов дозаправки установлены два бака с окислителем и два бака с горючим

¹⁾ Об устройстве кораблей «Союз» и «Прогресс» и станции «Салют-5» см. материалы в журнале «Земля и Вселенная» № 5 за 1978 г., а также статью К. П. Феоктистова в брошюре «Современные достижения космонавтики» (№ 12 за 1978 г. серии «Космонавтика, астрономия» издательства «Знание»).

(баки вмещают всего до 1 т топлива), а также механизмы для перекачки содержимого баков в баки станции через два трубопровода, которые проходят через грузовой отсек на внешнюю поверхность стыковочного узла, где помещаются гидроразъемы, стыкующиеся с разъемами орбитальной станции. Корабль — непилотируемый и на Землю не возвращается. После своей разгрузки он заполняется отходами и использованными материалами станции, чтобы затем сгореть в атмосфере.

За период 1971—1977 гг. было выведено на орбиты высотой от 200 до 275 км шесть советских станций «Салют». Уже работа экипажа первой станции «Салют» (1971 г., Г. Т. Добровольский, В. Н. Волков, В. И. Падаев) была чрезвычайно успешной. После пребывания экипажа в космосе в течение 23 суток спускаемый аппарат совершил нормальный спуск и плавное приземление, но аварийная разгерметизация его привела к трагической гибели космонавтов. После одного запуска беспилотной станции (1973 г.) произошли успешные полеты станций «Салют-3» (один экипаж в 1974 г.), «Салют-4» (два экипажа в 1975 г.), «Салют-5» (два экипажа — в 1976 и 1977 гг.).

Наконец, 29 сентября 1977 г. была выведена на орбиту станция «Салют-6» очередной модификации.

Орбитальная станция «Салют-6» (рис. 58) вместе с пристыкованными к ней транспортными кораблями имеет массу примерно 32,5 т и длину 29 м. Без кораблей масса собственно станции (*орбитального блока*) после выведения (до прибытия космонавтов и грузов) равна 18,9 т, а ее длина 15 м. Максимальный диаметр станции 4,15 м. Высота рабочей орбиты 350 км, наклонение 51,6°. Из корабля, пристыкованного к носовой части станции, космонавт проплывает через люк стыковочного узла в *переходный отсек*; затем через люк — в основную часть орбитального блока — *рабочий отсек*, состоящий из зоны малого диаметра (2,9 м), к которой снаружи прикреплены три панели с солнечными элементами, поворачивающиеся относительно отсека, и зоны большого диаметра (4 м), в которую как бы врезана коническая ниша — *отсек научной аппаратуры*, открывающийся в космос (в нем находятся телескопы); далее через люк космонавт попадает в *промежуточную камеру*, которая ведет к люку в заднем стыковочном узле, и космонавт оказывается во втором пристыкованном корабле (как правило, грузовом). Вокруг промежуточной камеры располагается негерметичный *агрегатный отсек*, содержащий 2 корректирующих двигателя, 32 двигателя ориентации, топливные баки, блок компрессоров системы дозаправки (из «Прогресса»).

9 октября 1977 г. был выведен на орбиту корабль «Союз-25», который даже начал причаливание, но стыковка не удалась и корабль свалился на Землю. 10 декабря стартовал и на другой день состыковался со станцией со стороны заднего днища «Союз-26», доставивший первый экипаж — двух космонавтов. Выход в космос показал, что стыковочный узел на переходном отсеке (в носовой

части) вполне исправен, и 11 января 1978 г. к нему пристыковался «Союз-27», доставивший первый гостевой экипаж, возвратившийся на Землю через 5 дней, но не на своем корабле, а в «Союзе-26». Прибывший 22 января грузовик «Прогресс-1» мог, таким образом, пристыковаться на свое место к промежуточной камере со стороны заднего днища. Начался период его разгрузки. 3 марта прибыл второй — интернациональный — гостевой экипаж на корабле «Союз-28»

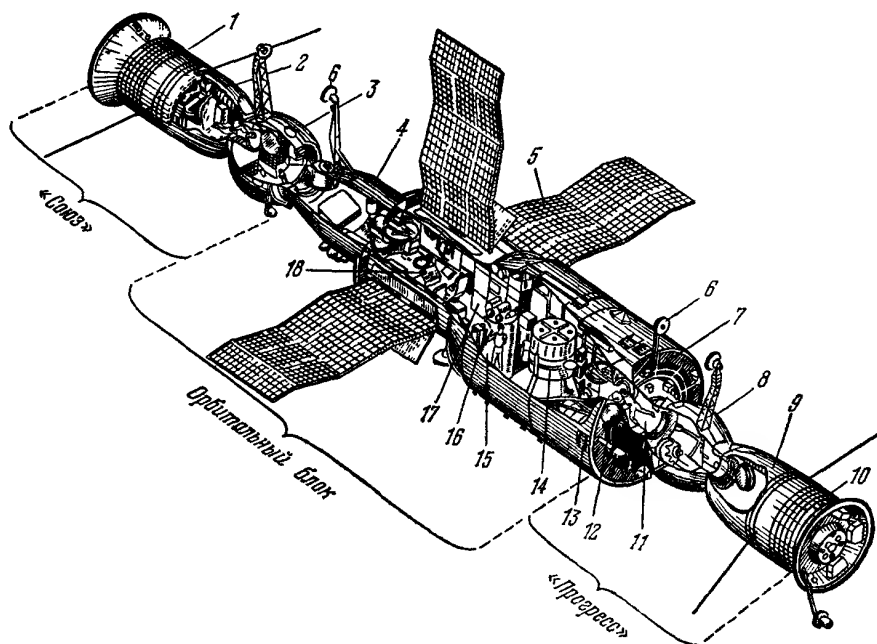


Рис. 58. Орбитальная станция «Салют-6» с пристыкованными транспортными кораблями: 1 — приборно-агрегатный отсек корабля «Союз», 2 — спускаемый аппарат корабля «Союз», 3 — орбитальный отсек корабля «Союз», 4 — переходный отсек станции, 5 — солнечные батареи, 6 — антенны системы сближения, 7 — агрегатный отсек станции, 8 — грузовой отсек корабля «Прогресс», 9 — отсек компонентов дозаправки, 10 — приборно-агрегатный отсек, 11 — промежуточная камера, 12 — корректирующий двигатель орбитального блока, 13 — двигатели ориентации, 14 — отсек научной аппаратуры, 15 — душевая, 16 — фотоаппарат МКФ-6М, 17 — рабочий отсек, 18 — центральный пульт управления.

и, пробыв на станции неделю, возвратился на нем же. 16 марта основной экипаж покинул станцию, пробыв на ней 96 суток. После периода непилотируемого полета на станцию на корабле «Союз-29» прибыл 17 июня 1978 г. второй основной экипаж. 28 июня он принял гостевой, опять интернациональный, экипаж, прибывший на корабле «Союз-30» и через 7 дней на нем же покинувший станцию. Потом были разгрузки «Прогрессов-2, -3», выход в космос и, наконец, прибыл новый гостевой интернациональный экипаж «Союз-31», возвратившийся на Землю в корабле «Союз-29» (читатель сообразит, к каким узлам причаливали корабли). Потом еще был очередной грузовик «Прогресс-4». 2 ноября 1978 г. второй основной экипаж покинул станцию и возвратился на Землю после 140 суток полета.

25 февраля 1979 г. стартовал корабль «Союз-32», доставивший на станцию «Салют-6» третий основной экипаж (В. А. Ляхов,

В. В. Рюмин), начавший свою беспримерную полугодовую работу. 14 марта на станцию прибыл грузовой корабль «Прогресс-5». Были произведены ремонтные работы, при которых от топлива был освобожден один из баков станции. После отделения «Прогресса-5» была предпринята доставка на станцию интернационального гостевого экипажа в корабле «Союз-33», но стыковка не удалась из-за сбоев в работе сближающе-корректирующей двигательной установки, и этот экипаж возвратился на Землю. Через месяц прибыл грузовик «Прогресс-6». С помощью его двигателя было совершено три коррекции орбиты. После расстыковки «Прогресса-6» со станцией его место на заднем стыковочном узле занял в тот же день 8 июня беспилотный корабль «Союз-34». 13 июня от станции отделился корабль «Союз-32», который увез на Землю научные материалы и часть отслужившей аппаратуры для ее исследования. На другой день была совершена перестыковка корабля «Союз-34» к переднему узлу. Для этого после отстыковки и небольшого отхода корабля станция, совершив переворот на 180° , повернулась к нему передним стыковочным узлом. 30 июня к узлу, который освободил «Союз-34», пристыковался грузовик «Прогресс-7», доставивший среди прочего на станцию в сложенном виде радиотелескоп КРТ-10 с 10-метровой антенной. После отстыковки этого грузового корабля в отверстие узла была просунута антенна радиотелескопа и ее сетчатая поверхность развернута в пространстве подобно зонту. Незадолго до возвращения экипажа на Землю случилось непредвиденное: отстреленная антенна зацепилась за наружные детали станции. Понадобилась нестандартная («нештатная») операция — выход в космос обоих космонавтов, чтобы отцепить антенну. Через 5 дней после этого — 19 августа 1979 г. — экипаж возвратился на Землю, пробыв в космосе 175 суток — время, еще недавно считавшееся невероятно продолжительным.

Отслужившие в качестве пилотируемых объектов орбитальные станции «Салют» еще какое-то время используются как автоматические научные станции, а потом вводятся в атмосферу с таким расчетом, чтобы падение их обломков (столь крупные объекты не сгорают целиком в атмосфере) произошло в отдаленных от морских путей районах Мирового океана.

Единственной американской орбитальной станцией была выведенная 14 мая 1973 г. на орбиту высотой 435 км и наклоном 50° станция «Скайлэб», массой 77 т (включая 26 т расходуемых запасов). Ракетой-носителем служила «укороченная» лунная ракета «Сатурн-5» (ее две первые ступени). Станция состояла из следующих четырех основных частей (рис. 59):

1) главный блок длиной 15 м и диаметром 6,5 м, представляющий собой переоборудованную третью ступень S-IVB ракеты «Сатурн-5» (см. § 5 гл. 12), водородный бак которой разделен решетчатой перегородкой на лабораторный (передний) и бытовой (задний)

отсеки; решетка служила полом для обоих отсеков (космонавты ходили по нему, цепляясь за ячейки каблуками ботинок);

2) универсальный стыковочный переходник с двумя причалами — продольным и запасным поперечным, содержащий пульт управления различными бортовыми системами;

3) шлюзовая камера с люком для выхода в открытый космос, содержащая также некоторые вспомогательные системы;

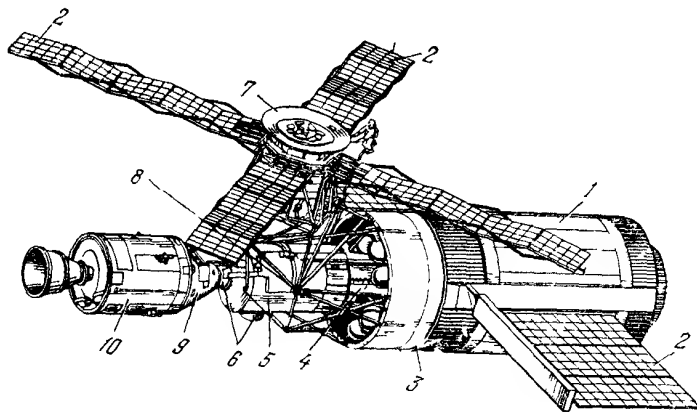


Рис. 59. Орбитальная станция «Скайлэб» с пристыкованным транспортным кораблем: 1 — главный блок станции, 2 — панели с солнечными элементами, 3 — приборный отсек, 4 — шлюзовый отсек, 5 — стыковочный отсек, 6 — стыковочные узлы, 7 — астрономический блок, 8 — система его крепления, 9 — командный отсек основного блока корабля «Аполлон», 10 — его служебный отсек.

4) астрономический блок, содержащий главным образом телескопы для наблюдения Солнца, с собственной энергетической установкой и силовыми гироскопами системы стабилизации (точность системы 2,5"); блок управлялся дистанционно из стыковочного переходника; он был спроектирован на базе взлетной ступени лунного посадочного отсека корабля «Аполлон».

Вместе с пристыкованным транспортным трехместным кораблем «Аполлон» станция обладала массой 90 т и имела в длину 35 м. Корабль запускался с помощью ракеты «Сатурн-1В». С 25 мая 1973 г. по 16 ноября 1974 г. на станции побывало порознь три экипажа (всего 9 человек), пробовавших на ней 29, 59 и 84 суток. Первый экипаж был вынужден провести наружный ремонт станции: помог развернуться одной из солнечных панелей (вторая обломилась при запуске и заклинила первую) и установил наружный экран, чтобы избавиться от перегрева жилых помещений. В последующие годы из-за завышенной солнечной активности, вызвавшей увеличение плотности верхней атмосферы, станция, находившаяся в положении «спицы в колесе» (см. § 11 гл. 5), стала быстро терять высоту. В июле 1978 г. была предпринята попытка продлить ее существование до момента, когда космический самолет «Шатл» сможет в 1980 г. доставить на нее блок двигателей для подъема орбиты или для точного сброса станции в океан. «Скайлэб» был с помощью маховиков развернут так, что стал двигаться подобно «копью» причалами вперед.

В ноябре 1978 г. станция была развернута на 180° (причалами назад), чтобы улучшить смазочное масло маховиков, которые могли бы еще понадобиться, если бы станция потеряла свое неустойчивое положение «копья». Но технические осложнения с «Шатлом» и быстрое опускание орбиты «Скайлэба» вскоре заставили махнуть на станцию рукой. «Скайлэб» вошел в плотные слои атмосферы и стал разваливаться на части 11 июля 1979 г. (первыми на высоте 110 км отвалились солнечные батареи). На последнем витке, изменив с помощью системы ориентации положение «спицы в колесе» на положение «копья», специалистам NASA удалось на 30 минут продлить жизнь станции, заставив ее пылающие осколки (полагают, что их было примерно 500) упасть не на Северную Америку, а в Индийский океан. Фактически часть их упала в Западной Австралии.

Дальнейшее развитие орбитальных станций должно состоять, как это предвидел еще К. Э. Циолковский, в создании сборных конструкций, монтируемых из блоков, доставляемых с Земли отдельными носителями. Блоками могут служить и последние ступени ракет-носителей, в опустевших баках которых можно размещать различное оборудование и даже жилые отсеки. В свое время разрабатывался «сырой» вариант запуска «Скайлэба», в котором главный блок станции выходил на орбиту в качестве действующей второй ступени S-IVB ракеты «Сатурн-IB», а другие подобные же ракеты выводили остальные блоки.

§ 2. Роль орбитальных станций

Экипажи орбитальных станций проводят научные исследования и наблюдения Земли, программы которых аналогичны программам автоматических спутников, хотя могут и не совпадать с ними полностью. Главное преимущество человека перед автоматом — гибкость, возможность быстрого внесения необходимых изменений в программу работ. Однако их конкуренция с автоматическими спутниками отягощена обязательным присутствием на борту станций сложных, массивных, дорогостоящих систем обеспечения и специальных приспособлений, помогающих членам экипажей сохранить свою физическую форму и здоровье. Поэтому спутники-автоматы с их огромным разнообразием орбит и составов аппаратуры не только сохранятся в будущем наряду с орбитальными станциями, но и, надо думать, будут превалировать (коль скоро человечество еще не собирается переселяться в космическое пространство), превратившись в автоматические комплексы, время от времени посещаемые людьми.

Есть нечто, что до сих пор оказалось возможным именно на борту орбитальных станций. Это *технологические эксперименты*, успешно проводившиеся и на «Союзах», и на «Салютах», и на «Скайлэбе». В конечном счете возникнет новая отрасль производства —

орбитальная технология, которая будет использовать главным образом свойство невесомости¹⁾. Можно будет получать бездефектные кристаллы и сплавы, особо прочные композиционные материалы, особенно чистое оптическое стекло (для мощных лазеров), волоконные светопроводы высокого качества, неразъемные соединения (получаемые в результате космической сварки и плавки), полупроводниковые материалы (в частности, кристаллы больших размеров), медицинские препараты очень высокой очистки (по прогнозам к 2000 г. в космосе будет производиться в год до 30 т ферментов, вакцин и т. п.) [2.35]. Высказывалось предположение, что удастся производить некоторые лекарства в больших количествах благодаря тому, что, как показали биоспутники, в невесомости бактерии очень быстро размножаются.

Естественно думать, что зародившаяся на пилотируемых объектах космическая технология, превратившись в отрасль промышленности, будет далее развиваться в больших автоматизированных орбитальных комплексах.

Поговаривают о возможности использования орбитальных станций в качестве космических больниц, так как, по-видимому, невесомость может оказать благоприятное влияние на лечение некоторых болезней [2.36].

Наконец, орбитальные станции смогут служить в будущем учебными центрами для подготовки пилотов межпланетных кораблей. Некоторым из них суждено в конце концов превратиться в подвижные стартовые платформы — космопорты для рейсов к Луне и планетам.

§ 3. Искусственная тяжесть

Несмотря на то только что описанную полезность невесомости, этот фактор заведомо должен оказаться вредным по крайней мере для некоторых видов деятельности на орбите в будущем. Но самое главное, существуют серьезные опасения в отношении вредного воздействия долговременной невесомости на человеческий организм, хотя полугодовой полет советских космонавтов и доказывает, сколько можно добиться постоянными тренировками. Так или иначе, а создание искусственной тяжести сможет нас выручить, если понадобится.

Казалось бы, простейшим методом создания искусственной тяжести может служить включение бортового ракетного двигателя, но расчеты по формуле Циолковского (§ 1 гл. 1) показывают, что для этого необходимо иметь на борту станции непомерно большое ко-

¹⁾ С вакуумом дело обстоит хуже, так как не обеспечивается чистота: станция окружена всегда облаком газа, благодаря утечке его из внутренних частей, и частиц, возникших из-за эрозии оболочки.

личество топлива. Например, если мы желаем только в течение часа поддерживать на борту станции постоянную перегрузку с коэффициентом единица (т. е. нормальную силу тяжести), то при топливе, обеспечивающем скорость истечения 3 км/с, его количество должно в 130 000 раз превышать массу самой станции и даже в случае половинной силы тяжести или полной, но в течение получаса — в 360 раз! Мы не говорим уже о том, что всякое включение двигателя привело бы к изменению орбиты.

Ракетный метод создания искусственной тяжести применяется на практике лишь для того, чтобы создать на короткое время с помощью вспомогательных двигателей небольшую перегрузку (меньше единицы) и обеспечить тем самым работу маршевых двигателей ракеты-носителя после, например, пассивного участка полета при выведении спутника на орбиту («гравитационная осадка» топлива).

Реальный метод создания искусственной тяжести заключается в приведении станции во вращение вокруг оси, проходящей через центр масс. Для этого достаточно создать «пару сил» с помощью двух двигателей небольшой тяги, которые раскрутят станцию до необходимой угловой скорости и затем выключатся. Угловая скорость будет далее оставаться практически неизменной, если только внутри станции расстояния крупных масс от оси вращения не будут существенно изменяться, если прибывающие на станцию корабли будут причаливать только вблизи оси вращения и т. п.

На отдельные тела на борту станции будут действовать центробежные силы, прижимающие их изнутри к отдаленной от оси стенке станции и тем самым обеспечивающие ощущение тяжести (указанная опора будет играть роль пола). Ускорение искусственного поля сил тяжести будет при этом равняться $\omega^2 r$, где ω — угловая скорость вращения, r — расстояние тела до оси вращения. Направления кажущихся вертикалей будут при этом не параллельны, так как они пересекаются на оси вращения. Это будет особенно заметно, если длина помещения на станции того же порядка, что и расстояние до оси вращения. Из трех человек, изображенных на рис. 60, а стоящими на плоском полу, двум крайним будет казаться, что они на наклонной плоскости. Поэтому пол следует делать вогнутым. Естественно придать орбитальной станции форму колеса, в «обод» которого размещаются жилые кабины с искусственной тяжестью, а во «втулке», к которой причаливают прибывающие корабли, царит невесомость. Подобные формы станций («колесо», «кольцо», «шестиугольник») предлагались в большинстве проектов.

При перемещениях людей и предметов на борту орбитальной станции будут наблюдаться из-за ее вращения своеобразные явления, описываемые возникновением так называемой *кориолисовой силы*. При любом перемещении, происходящем не в направлении, параллельном оси вращения станции, на предмет будет действовать дополнительная сила, во многих случаях приводящая к боко-

вому сносу. Кориолисова сила может затруднить передвижения космонавтов, вызвать неприятные ощущения при вращении головой и т. д. Космонавты на плоском полу на рис. 60, а при передвижении почувствовали бы боковой снос, но если бы они бежали по внутренней поверхности цилиндра (см. рис. 60, а) в каком угодно направлении, то только теряли бы или прибавляли в весе (в зависимости от направления); при быстром беге влево могли потерять вес совсем, оторваться от пола и полететь ... до встречи с полом или со стенкой.

Улучшить «качество» искусственной тяжести можно уменьшением угловой скорости вращения (кориолисова сила пропорциональна угловой скорости), а чтобы при этом искусственная сила

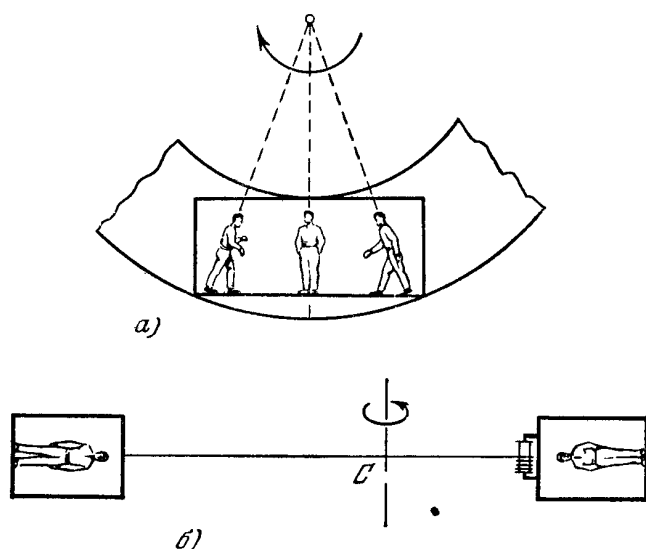


Рис. 60. Искусственная тяжесть: а) в колесообразной вращающейся станции; б) в блоках, связанных тросом и вращающихся вокруг общего центра масс С.

тяжести не уменьшилась, придется увеличить расстояние до оси вращения. Однако создавать колесообразные станции с поперечником в сотни метров неразумно. Проще соединить длинным тросом два космических корабля и привести их во вращение (рис. 60, б) ¹⁾.

Изменение длины троса (с помощью, например, лебедки) позволит регулировать искусственную силу тяжести. В частности, таким путем можно будет создавать на спутнике «марсианскую» или какую-нибудь иную тяжесть. В первом случае достаточно при угловой скорости ω подобрать такую длину троса, чтобы соблюдалось условие $\omega^2 r = 0,38 g$ ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$) ²⁾.

¹⁾ Этот метод был впервые предложен, по-видимому, А. А. Штернфельдом.

²⁾ Детальное изложение вопросов искусственной тяжести см в брошюре [2.37].

Постоянное вращение орбитальных станций несет в себе много неудобств. Сильно затруднены астрономические наблюдения, превращается в серьезную проблему причаливание к станции транспортных кораблей. В опубликованных американских проектах

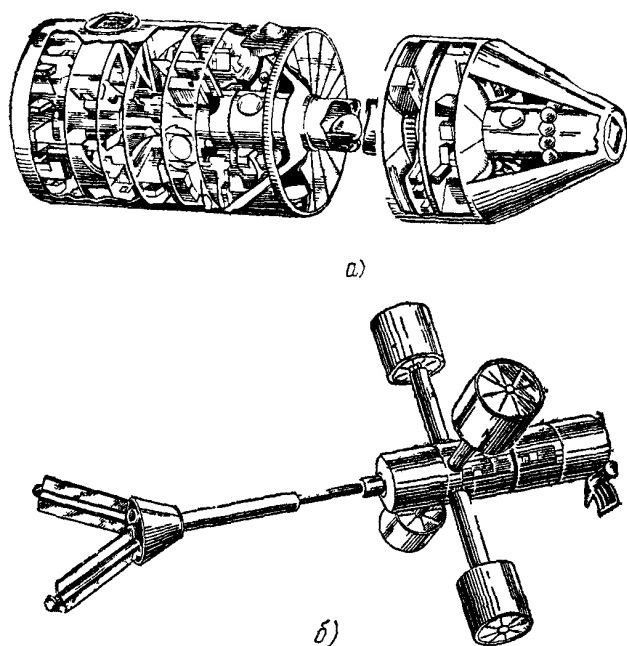


Рис 61 Долговременные орбитальные станции с искусственной тяжестью, а) проект фирмы MDD станции на 12 человек, б) проект фирмы NAR станции на 50 человек

вращение рассматривалось иногда, как временная мера (рис. 61, а — часть станции выдвигается перед вращением; на разных палубах — разная тяжесть) для экспериментальных целей или как постоянный фактор (рис. 61, б — четыре жилых блока станции сборной конструкции вращаются вокруг ее оси симметрии) [2.38].

§ 4. Многоразовый транспортный космический корабль (МТКК)¹⁾

Этот корабль должен представлять собой *орбитальный самолет*, который если и будет стартовать вертикально, наподобие ракеты (в начале полета мала подъемная сила), то садиться будет горизонтально на беговую полосу, обладая крыльями. Большая скорость спуска должна обеспечивать хорошую маневренность и большую

¹⁾ Текст §§ 4,5 составлен из неизмененных фрагментов брошюры автора «Транспортные космические системы» [2 39] (в 1979 г. в ГДР вышел перевод ее на немецкий язык, дополненный автором) Читатель, желающий расширить свои познания, может обратиться также к обзорным изданиям ВИНТИ «Ракетостроение», т 7 (1976), т 8 (1978) и выпускам экспресс-информации «Астронавтика и ракетодинамика» за 1970—1978 гг.

боковую дальность. Нижняя, разгонная, ступень должна также обладать крыльями или опускаться на парашютах. Она может представлять собой обычную ракету, к которой орбитальная ступень прикреплена в носовой части наподобие полезной нагрузки или сбоку. Многочисленные варианты МТКК разрабатывались в США в 60-х годах.

Соображения экономической целесообразности заставили в конце концов остановиться на схеме двухступенчатого МТКК, получившего название «Шатл» (Shuttle — «челнок», а также «паром») или «Спейс шатл» (Space Shuttle — «космический челнок», «космический паром»).

На рис. 62 указаны габариты «Шатла» в целом, а на рис. 63 размеры орбитальной ступени (по данным на февраль 1976 г.). Как видим, устройство этой ракетно-космической системы довольно необычно. Маршевые ЖРД второй ступени питаются топливом из огромного внешнего топливного бака (диаметр 8,4 м), напоминающего ракету. Он содержит отсек с кислородом (впереди) и отсек с водородом. Стартовые массы: всего МТКК (без полезной нагрузки) 2020 т, разгонной ступени (двух РДТТ) — 1160 т; внешнего бака — 736 т (в том числе 708 т топлива); орбитальной (крылатой) ступени — 114 т (сухая масса — 68 т).

Суммарная стартовая тяга двух РДТТ разгонной ступени 23140 кН при скорости истечения 2,4 км/с; суммарная тяга трех маршевых ЖРД орбитальной ступени, имеющих карданные подвесы, на уровне моря 5000 кН, а скорость истечения — 3,63 км/с (в пустоте 4,52 км/с). Маневрирование на орбите осуществляется с помощью двух ЖРД тягой 26,7 кН каждый при скорости истечения 3 км/с (монометилгидразин и четырехокись азота). Запас топлива внутри орбитальной ступени (без дополнительных баков) соответствует характеристической скорости 300 м/с при нагрузке 29,5 т. Сорок ЖРД ориентации (16 в переднем блоке, по 12 в двух задних) имеют тягу по 3,87 кН и шесть по 111 Н (то же топливо).

Сообщались следующие данные о полезной нагрузке. При запуске с мыса Канаверал, когда запуск происходит точно на восток (наклонение орбиты $28,5^\circ$ — широта мыса Канаверал) — 29,5 т на круговой орбите высотой 400 км; при наклонении 53° — 11,3 т на высоте 400 км; без полезной нагрузки и запуске на восток — круговая орбита высотой 550 км. При запуске на юг с базы ВВС Ванденберг (западное побережье США)¹⁾: 18,2 т на круговой орбите высотой 275 км. Полезная нагрузка помещается в специальном негерметизированном грузовом отсеке длиной 18,3 м и диаметром 4,6 м (объем 365 м³). Члены экипажа могут проникнуть в него из кабины через шлюзовую камеру.

¹⁾ Запуски с мыса Канаверал допускают наклонения от $28,5^\circ$ до 57° , а запуски с базы Ванденберг — от 56° до 104°

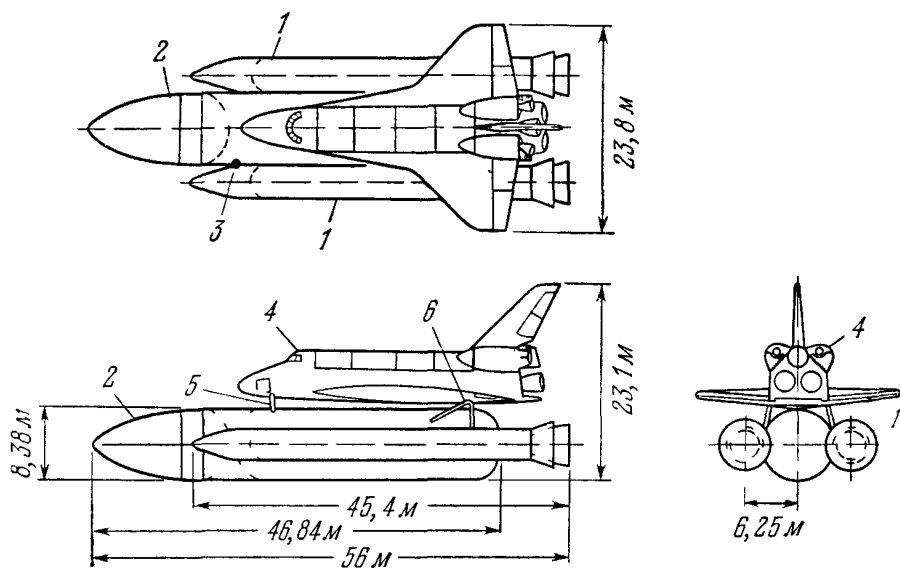


Рис 62 Корабль «Шатл» в трех проекциях 1 — РДТТ разгонной ступени (диаметр 3,7 м), 2 — внешний кислородно водородный топливный бак орбитальной ступени (диаметр 8,4 м), 3 — внешний узел крепления РДТТ к внешнему баку, 4 — орбитальная ступень, 5 — передний узел крепления орбитальной ступени к внешнему баку, 6 — задний узел крепления

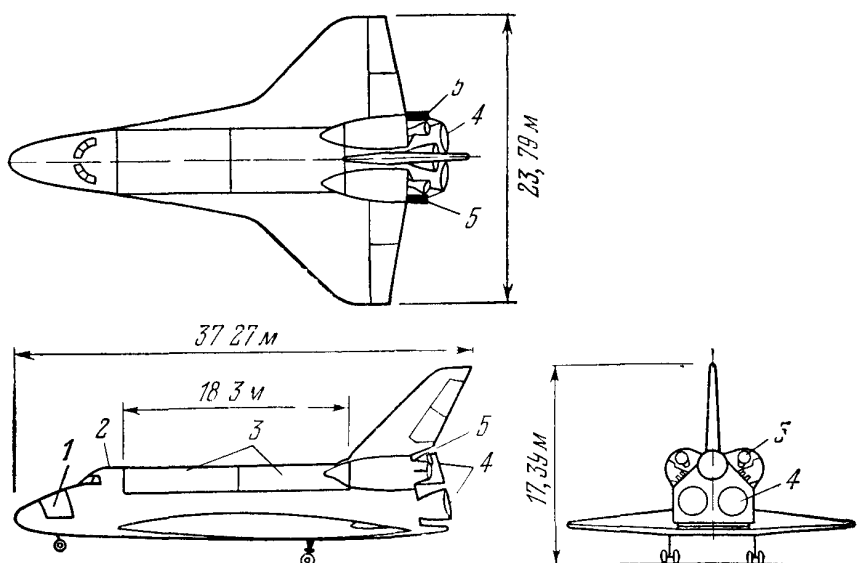


Рис 63 Орбитальная ступень «Шатла» в трех проекциях 1 — передний блок ЖРД ориентации, 2 — кабина, 3 — створки грузового отсека, 4 — три маршевых ЖРД, 5 — два задних блока (гондолы) ЖРД орбитального маневрирования и ориентации

Энергетические характеристики МТКК могут быть улучшены, если занять часть грузового отсека под дополнительные комплекты (до трех комплектов) баков топлива для ЖРД орбитального маневрирования. Каждому комплекту соответствует увеличение характеристической скорости на 152 м/с. С этими тремя комплектами МТКК может доставить 11,0 т на круговую орбиту высотой 1120 км при запуске в восточном направлении с мыса Канаверал или выйти на 1020-километровую круговую орбиту без полезной нагрузки при запуске на юг с базы Ванденберг.

Масса полезной нагрузки, возвращаемой с орбиты на Землю — до 14,5 т.

Рассмотрим примерную схему полета «Шатла» (отдельные операции обозначаются в скобках цифрами, соответствующими позициям на рис. 64).

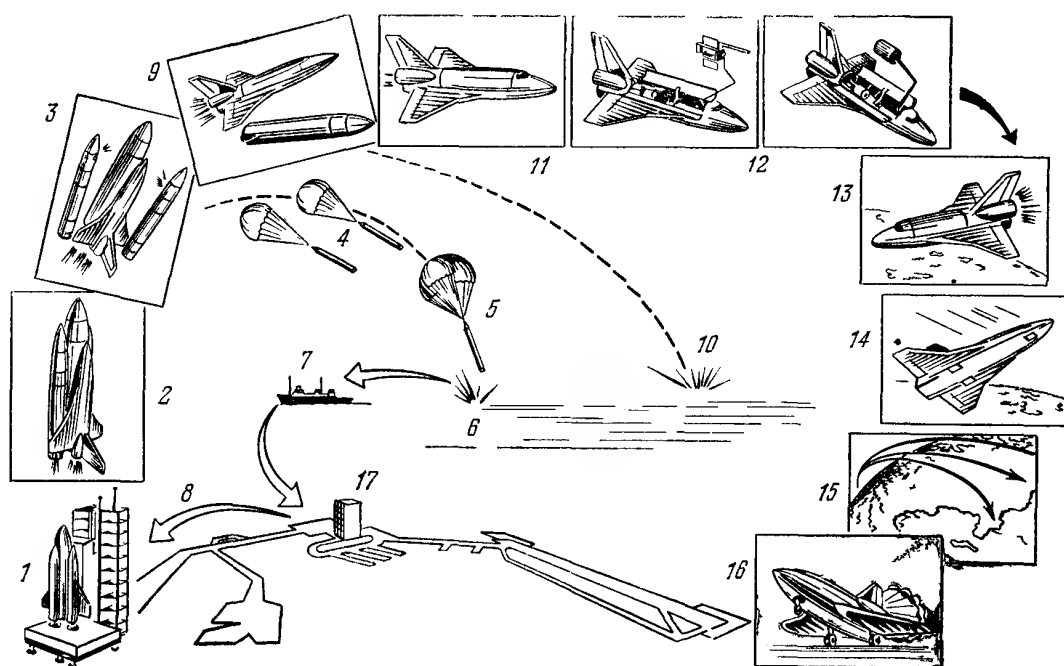


Рис 64. Схема операций корабля «Шатл»

МТКК стартует (1) вертикально при одновременно работающих двух РДТТ и трех маршевых ЖРД. Через 6 с (2) начинается разворот по крену («запрокидывание на спину») и отклонение от вертикали. Примерно через 125 с, на высоте 43 км, при скорости 1440 м/с и наклоне траектории к горизонту 28° отделяются пустые корпуса РДТТ (3), которые спускаются в океан на парашютах (4—6, допустима скорость удара 24 м/с) и затем отбуксировываются (7) к стартовопосадочному комплексу для повторного (до 100 раз) использования (8). Через 8 мин после старта, когда до выхода на орбиту недостает примерно 30 м/с, маршевые ЖРД выключаются и еще через 23 с отделяется опустевший внешний топливный бак и после этого включа-

ются ЖРД орбитального маневрирования (9). Бак падает в удаленный район Индийского океана и гибнет (10)¹⁾. Через примерно 11 мин после старта орбитальная ступень на высоте 120 км переходит на эллиптическую орбиту перехода (11). Затем импульс в апогее переводит МТКК на круговую орбиту. Орбитальные операции (12) продолжаются от нескольких часов до месяца. Перед сходом с орбиты орбитальная ступень поворачивается хвостом вперед и ЖРД орбитального маневрирования сообщают ей тормозной импульс (13). Затем ступень снова разворачивается, и вход в атмосферу происходит под углом $0,8^\circ$, но с большим углом атаки (14), со скоростью 8 км/с. Далее осуществляется боковое маневрирование в пределах полосы шириной 2000 км (15). На высоте 21 км начинается конечный участок спуска с примерно постоянной скоростью (560—610 км/ч). Через 3,5 мин на расстоянии 11 км от посадочной полосы, на высоте 3 км при скорости 536 км/ч начинается заход на посадку. Посадочная скорость составляет 322 км/ч (16). Через 14 суток (160 рабочих часов) после ремонта (17) орбитальная ступень должна быть готова к новому полету. Она должна использоваться до 500 раз (после 100 полетов — капитальный ремонт).

Экипаж «Шатла» (3 человека) находится во время работы на верхней палубе трехпалубной кабины. На средней палубе находится жилая зона, а также помещены дополнительные кресла на случай, когда в полете примут участие ученые и инженеры, не проходящие специальной подготовки (среди них предполагаются и женщины). Никому не придется при выведении испытывать перегрузки более 3,2 (при спуске еще меньше). На нижней палубе размещена система жизнеобеспечения.

По данным на конец 1979 г. первый экземпляр «Шатла», носящий собственное имя «Колумбия», впервые выйдет на орбиту во второй половине 1980 г. На программу создания «Шатла» должно было быть израсходовано 5,6 млрд. долл. Стоимость выведения 1 кг полезной нагрузки оценивается в 370 долл. Постепенно будут изготовлены четыре экземпляра «Шатла», которые, по планам 1977 г., за период 1980—1991 гг. совершат 560 полетов.

Существуют различные проекты совершенствования «Шатла» — орбитального самолета первого поколения, чья конструкция соответствует скорее располагаемым ассигнованиям, чем действительным экономическим требованиям и перспективам завтрашнего дня космонавтики. Следует прежде всего добиться спасения всех частей корабля, сделав, например, крылатой первую ступень. Цель — уменьшить стоимость выведения 1 кг на орбиту до 200 долл. и ниже, даже до 65 долл. Рассматриваются и варианты непилотируемых МТКК.

¹⁾ Стоимость бака составляет 1,8 млн. долл., в то время как стоимость одного рейса орбитального самолета будет равна 10,5 млн. долл.

Более смелые проекты предусматривают создание одноступенчатого орбитального самолета, возможно, дозаправляющегося в воздухе или стартующего горизонтально с использованием разгонной тележки. Все это требует дальнейшего совершенствования ракетного двигателестроения. К сожалению, использование воздушно-реактивных двигателей сопряжено с опасностью для окружающей среды, да и других трудностей более чем достаточно.

§ 5. Межорбитальный транспортный аппарат

Конструкция МТКК очень сильно бы усложнилась, если бы он проектировался с расчетом на достижение больших высот, скажем высоты стационарной орбиты. Для «Шатла» предельная высота составляет 1100—1300 км, причем с существенно уменьшенной полезной нагрузкой. Для обслуживания больших высот естественно занять основную часть грузового отсека ракетным аппаратом с присоединенной к нему полезной нагрузкой. Это и есть *межорбитальный транспортный аппарат* (МТА), или *космический буксир*.

Из открывшегося грузового отсека «Шатла» МТА вынимается манипулятором, после чего корабль отходит на 1 км. МТА может стабилизироваться по трем осям или вращением. В первом случае американские специалисты рассчитывают придать ему нужную ориентацию под контролем с Земли, во втором он раскручивается еще в грузовом отсеке, перед чем «Шатл» сам ориентируется необходимым образом.

Траектории МТА для выведения спутника на ту или иную орбиту или встречи со спутником не отличаются от оптимальных траекторий §§ 2,6 гл. 5. Но если мы хотим, чтобы МТА мог повторно использоваться, он должен вернуться на базовую орбиту, чтобы там заправиться топливом для нового полета. Траектория возвращения должна быть симметрична траектории полета туда, т. е., например, при возвращении со стационарной орбиты она представляет собой пунктирную полуэллиптическую траекторию 2 на рис. 35 в § 2 гл. 5. Второй тормозной импульс должен сообщаться в момент достижения базовой орбиты 1 (рис. 35). Суммарная характеристическая скорость всей операции, которой суждено, очевидно, стать стандартной, равна удвоенной скорости перехода с орбиты 1 на стационарную орбиту 3 (рис. 35), а именно 8,5 км/с, если базовая орбита имеет высоту 200 км и наклонение 28,5°. Это вовсе немало. Поэтому применение в МТА (вдали от земной поверхности) твердофазных ЯРЛ со скоростью истечения 8÷10 км/с делается очень желательным [2 40].

Размеры собираемых на орбите МТА в будущем смогут превысить размеры орбитальных самолетов. Весьма перспективно применение на МТА электрических двигателей и солнечного паруса (вспомним §§ 8, 10 гл. 5). Первый эксперимент по разворачиванию солнечного

паруса американскими космонавтами на борту «Шатла» намечался на 1980 г. Некоторые МТА будут предназначены для сообщения полезным нагрузкам скоростей, превышающих вторую космическую [2.41]. Конечно, МТА при этом будут покидать сферу действия Земли. Но если МТА сообщит только часть необходимого приращения скорости, разогнавшись до несколько меньшей, чем вторая космическая, скорости (предоставив сделать остальное бортовому двигателю межпланетной станции), то, залетев за орбиту Луны (хотя бы по траектории 4 на рис. 17 в § 5 гл. 2), он сможет вернуться на базовую орбиту, затратив в общей сложности характеристическую скорость 6 км/с.

Первый американский многоразовый непилотируемый МТА, вероятно вступит в строй не ранее конца 1983 г. До этого в США

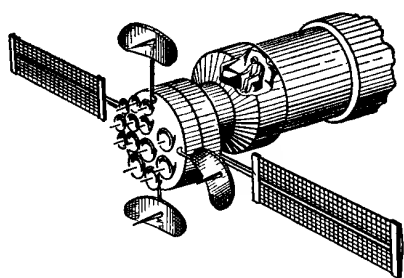


Рис. 65 Проект пилотируемого МТА

будут использоваться в качестве одно-разовых МТА верхние ступени существующих ракет-носителей «Центавр», «Аджена», «Бёрнер-2», «Транстейдж» или созданный на основе одной из них временный многоразовый МТА. В многочисленных проектах последнего времени фигурируют космические буксиры, разрабатываемые фирмой «Боинг» в нескольких модификациях (различное число ступеней), использующих РДТТ. Позже будет создан пилотируемый МТА. Американский проект такого МТА с экипажем из 4 человек показан на рис. 65.

§ 6. Эксплуатация многоразовых транспортных аппаратов

Одна из главных задач МТКК и МТА — обслуживание автоматических спутников. Американское ведомство NASA надеется, что при каждом полете «Шатла» его грузовой отсек будет использован до отказа. Например, в нем может помещаться новый спутник и специальные модули для замены в другом спутнике неисправных. Ремонт происходит так. «Шатл» останавливается на расстоянии 9 м от спутника и стабилизируется относительно него с помощью системы ориентации: затем управляемый из кабины манипулятор захватывает спутник и пристыковывает его к находящемуся в грузовом отсеке механизму автоматической замены модулей, а после ремонта отпускает его. Операция требует стандартизации конструкций и оборудования спутников.

Во многих случаях ремонт будет производиться на Земле, куда спутник будет доставляться с орбиты орбитальным самолетом. Ожидается, например, что спутник «Космический телескоп» (см. § 2 гл. 7) будет в течение 15 лет службы дважды возвращен на Землю и трижды обслужен космонавтами «Шатла» на орбите.

Другая важная задача МТКК — доставка на орбиту и возвращение на Землю экипажей орбитальных станций. Но и сам МТКК может играть роль временной орбитальной станции, если в его грузовой отсек поместить, как предусмотрено в проекте «Шатл», специальный блок — космическую лабораторию «Спейс-лэб», разрабатываемую в основном западноевропейскими странами (главным образом ФРГ). Масса блока не более 11,34 т (необходим резерв для возвращения спутников с орбиты). Он рассчитан на 5 лет эксплуатации и должен совершить 50 полетов продолжительностью до трех недель. Будет изготовлено несколько летных экземпляров блока. Работающие в блоке специалисты отдыхают и принимают пищу в кабине «Шатла», а в блок проникают через эластичный лаз. Лаз и часть блока герметизированы.

С помощью одного или нескольких МТКК могут производиться разнообразные монтажные работы в космосе.

17 рейсов «Шатла» достаточно для сборки из стандартных блоков (в основном длиной 8,8 м и диаметром 4,2 м) долговременной орбитальной станции массой 110,8 т с экипажем 12 человек (рис. 66; в недостроенном виде, после 8 запусков, в ней могут жить 6 человек). Каждый новый блок пристыковывается к станции манипулятором «Шатла», а сам «Шатл» тоже пристыковывается к ней на время. Работы по этому проекту были прекращены из-за сокращения ассигнований.

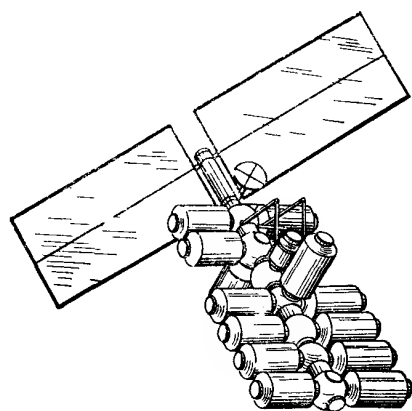


Рис 66 Проект блочной орбитальной станции на 12 человек. (США)

Обсуждался в США проект создания в 1982 г. долговременной орбитальной станции на базе переоборудованного внешнего топливного бака (объем 480 м³) орбитальной ступени «Шатла», который мог бы выйти на орбиту вместо того, чтобы упасть в океан. В его небольшой отгороженной носовой части еще на Земле размещается оборудование — единственная полезная нагрузка в рейсе. Другим рейсом доставляется энергетический блок.

Многократно предлагалось использовать МТКК для сборки большого космического радиотелескопа. Конструкция зеркала радиотелескопа размерами в сотни метров и километры должна сохранять прочность и жесткость с учетом воздействия светового давления и градиента гравитации. В 1978 г. опубликован детально разработанный проект большого коллектива советских авторов [2.42]. Предлагается создать на высокой орбите, например стационарной, «непрерывно наращиваемый» космический радиотелескоп (КРТ), зеркало которого может иметь диаметр до 20 км (при еще большем диаметре недопустимо возрастут деформации от

градиента гравитации даже на такой высокой орбите, как стационарная). КРТ собирается из шестиугольных модулей размером 200 м, каждый из которых в отдельности уже может играть роль КРТ. Модуль представляет собой шестиугольный каркас массой 4 т, состоящий из треугольных ячеек размером 15 м, содержащих в свою очередь треугольные ячейки из стержней длиной около 2 м; на каркасе крепится отражающая поверхность той же массы из шестиугольных плоских пластин. Модули в сложенном виде собираются на низкой орбите в «поезда» с помощью специального орбитального буксира и в таком виде переводятся непилотируемым МТА с ядерной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на орбиту высотой не менее 10 000 км (для КРТ диаметром 1 км).

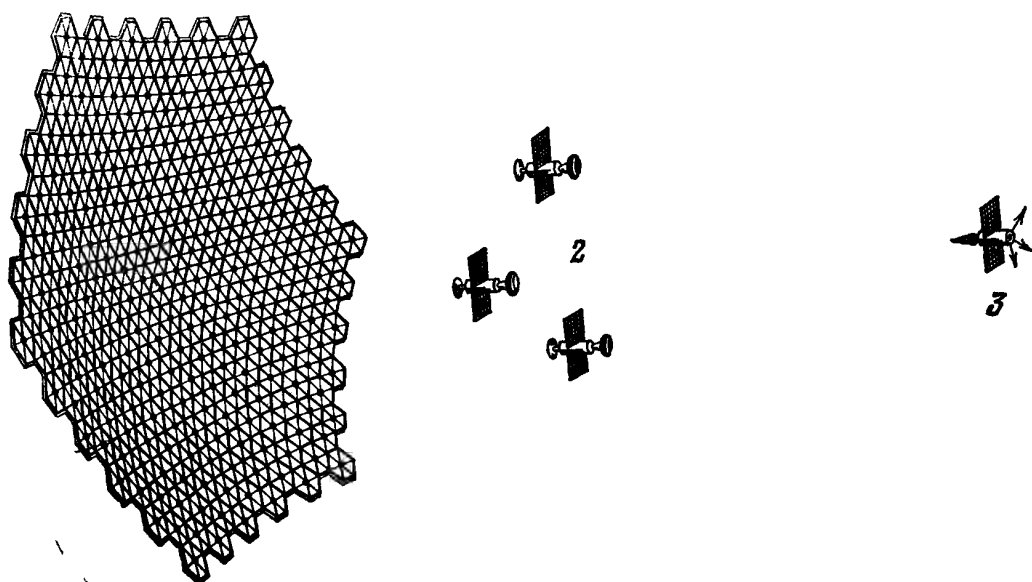


Рис 67.

наращиваемый космический радиотелескоп (советский проект [2.42]).

В монтаже на рабочей орбите участвуют люди, живущие в орбитальной станции, собранной аналогичным образом. Доставка и смена экипажей производятся с помощью пилотируемых МТА с ЖРД. На фокальном расстоянии $400 \div 4000$ м от зеркала 1 КРТ (рис. 67) находятся во время его работы несколько автономных спутников — приемных объектов 2, а еще дальше — управляющий объект 3. Ориентация и стабилизация зеркала диаметром 1 км (масса 200 т) может осуществляться двигателями на его периферии тягой 1 кгс. Если это — ионные двигатели со скоростью истечения 100 км/с, то разворот антенны на 180° за сутки потребует 2 кг рабочего тела (а при диаметре антенны 10 км — 1,5 т). При этом на относительное перемещение приемного объекта израсходуется масса рабочего тела, равная $6 \cdot 10^{-6} \div 6 \cdot 10^{-5}$ его массы. Ионные же двигатели доведут скорость 10-километрового радиотелескопа, на-

ходившегося на стационарной орбите, за 95 дней до параболической. Общая стоимость КРТ оценивается в 1 млрд долл. для диаметра зеркала 1 км и в 10 млрд соответственно для 10 км [2.42]. Постройка 5-километровой антенны обойдется вдвое дешевле, чем на Земле [2.42].

Мы остановились относительно подробно на создании КРТ потому, что на этом примере можно видеть, как будет происходить создание больших конструкций на орбитах, в частности солнечных энергостанций (СЭС) на стационарной орбите. Однако масса СЭС будет на один или два порядка больше, а потому и потребует использования в несколько раз более грузоподъемных МТКК, чем «Шатл». Монтажная круговая орбита в некоторых американских проектах располагается где-то посередине между низкой орбитой МТКК и рабочей стационарной, что, как считают, является экономически более выгодным. Использование ЭРД предусматривается всегда, так же как и применение стандартных ферменных блоков ¹⁾.

Почти нет сомнений, что на стационарной орбите в свое время возникнет и будет развиваться обитаемая долговременная станция. В этом случае будет экономически целесообразно создать постоянную вспомогательную станцию на промежуточной эллиптической орбите, расположенной между низкой и стационарной орбитами. Переход на эту промежуточную станцию с низкой орбиты (и наоборот) осуществлялся бы с помощью упрощенного «перигейного» МТА, а с нее на стационарную (и наоборот) — с помощью другого, «апогейного», МТА. Эти аппараты в разное время находились бы на той или другой из трех орбит. Экономия достигалась бы за счет упрощения их конструкций (разные требования к двигателям в перигее и апогее, освобождение от навигационного оборудования, от элементов комфорта и т. д.). Для грузовых перевозок, конечно, выгодно будет использовать ЭРДУ [2.43] (вероятно, ядерные; так как солнечные элементы могут придти в негодность, находясь долго в поясе радиации).

Большой объем межорбитальных перевозок очень скоро сделает экономически необходимым создание топливной станции на низкой орбите. Сюда доставляются баки с кислородом, водородом или водой [2.44, 2.45].

Из всего сказанного должно быть ясно, что человеку предстоит немало потрудиться на орбитальных стройках. Ему будут служить здесь не только грузовые МТА, но и, на месте монтажа, буксиры (пилотируемые и непилотируемые) для местных перемещений больших грузов, открытые и герметичные платформы для одного или

¹⁾ См., например, обзоры и рефераты в экспресс-информациях ВИНТИ «Астронавтика и ракетодинамика», 1975, №№ 31, 34, 1977, №№ 32, 33; 1978, №№ 17, 30.

нескольких человек, ранцевые двигательные установки, различные механизмы, манипуляционные роботы и т. д.

Придет время, и на орбитах вокруг Земли возникнут большие обитаемые комплексы с собственной промышленностью, экологической средой и т. д. Некоторые зарубежные проекты таких поселений, о которых часто пишут журналисты, не представляют большого интереса. Появление в космосе «эфирных городов», путешествующих по орбитам вокруг Земли и вокруг Солнца, предсказывалось К. Э. Циолковским. Небезынтересны, однако, новые идеи о доставке в эти колонии на орбитах сырья для промышленности, и о них мы поговорим в § 9 гл. 12 и в § 10 гл. 22.

Часть третья

ПОЛЕТЫ К ЛУНЕ

Глава 8

ДОСТИЖЕНИЕ ЛУНЫ

§ 1. Плоская задача достижения Луны

Почти любое сближение автоматической лунной станции (АЛС) или пилотируемого корабля с Луной, будь то облет Луны, падение или посадка на нее или даже простой пролет на более или менее близком расстоянии от Луны, может принести полезную научную информацию. Для определенности мы будем называть *сближением с Луной* достижение космическим аппаратом любой точки пространства, находящейся внутри сферы действия Луны. *Траекториями сближения* [3.1] будем называть такие траектории, которые приводят космический аппарат в сферу действия Луны еще до того, как он завершит свой первый оборот вокруг Земли. Последняя оговорка объясняется тем, что сфера действия Луны может быть в принципе достигнута после того, как лунно-солнечные гравитационные возмущения, «расшатав» длинную эллиптическую орбиту спутника Земли, приведут его в конце концов в окрестность Луны (такой случай встретится нам в § 1 гл. 10).

Из всех траекторий сближения наибольший интерес с точки зрения практического использования представляют *траектории достижения Луны*, или *траектории попадания в Луну*. Мы сознательно отказываемся от того, чтобы рассматривать полет на Луну как решение задачи о встрече со спутником в том смысле, как это делалось в § 6 гл. 5. В самом деле, нам нет смысла заниматься уравниванием векторов скоростей космического аппарата и Луны, так как это все равно не обеспечило бы безопасного «причаливания» к Луне из-за наличия у нее собственного поля тяготения. Иными словами, мы до поры до времени будем интересоваться попаданием в Луну в «артиллерийском» понимании этого термина. Проблема совершения безопасной посадки на Луну будет рассмотрена позже в этой же главе.

Для выявления основных закономерностей полетов к Луне упростим задачу: будем считать Луну непритягивающей точкой, совпадающей с центром Луны и движущейся по круговой орбите радиуса 384 400 км, или 60,34 радиуса Земли (среднее расстояние Луны от Земли). Позднее мы уточним наши выводы, учитывая и

эллиптичность орбиты Луны, и размер и притяжение естественного спутника Земли, и влияние солнечного притяжения.

Для достижения Луны могут быть использованы кеплеровы траектории любого вида: прямые линии, эллипсы, параболы, гиперболы, но, как увидим далее, местоположение стартовой площадки на земной поверхности и положение Луны в той или иной точке ее орбиты в течение периода обращения (равного 27,3 сут) сильно ограничивают выбор траекторий. Для попадания в Луну необходимо, чтобы траектория пересекала орбиту Луны или по крайней мере коснулась ее.

Если траектория полета эллиптическая, то пересечение орбиты Луны возможно как на восходящей части траектории — до достижения апогея, так и на нисходящей части — после прохождения апогея, расположенного выше орбиты Луны. Эллиптические траектории второго типа, подобные траектории баскетбольного мяча, требуют, очевидно, большего времени перелета и большей точности наведения.

Намечаемое место встречи с Луной выбирается в качестве точки прицеливания впереди Луны с таким расчетом, чтобы Луна за время перелета пришла в эту «упрежденную» точку орбиты (Луна проходит за сутки дугу $13,2^\circ$).

Рассмотрим прежде всего траектории, расположенные в плос-

кости орбиты Луны; для краткости будем называть их «плоскими»¹⁾. Исследование таких траекторий связано со значительно меньшими трудностями, чем исследование «пространственных» траекторий достижения Луны, не расположенных в плоскости лунной орбиты.

Предположим, что мы стремимся достичь орбиты Луны, сообщая космическому аппарату в некоторой точке A вблизи Земли начальные скорости различного направления.

При вертикальной начальной скорости Луна достигается по прямолинейной траектории 1 (рис. 68), если величина начальной скорости составляет не меньше 11,09 км/с, когда точка A лежит на земной поверхности (теоретический случай), и не меньше

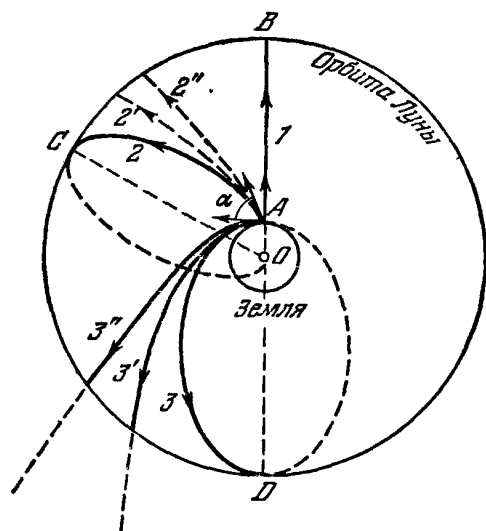


Рис. 68. Траектории достижения Луны при минимальной начальной скорости.

¹⁾ Это название, конечно, условно, так как всякая кеплерова траектория является плоской (лежит в плоскости, проходящей через вектор начальной скорости и центр Земли).

10,9 км/с, если точка A находится на высоте 200 км [3.1] (практически реальный случай). При указанной минимальной вертикальной скорости космический аппарат в точке B достижения орбиты Луны имеет скорость, равную нулю.

Если задаться определенным наклоном начальной скорости к горизонту, то, изменяя величину скорости, мы можем получить различные траектории $2, 2', 2''$ (рис. 68). Одна из них, а именно эллипс 2 с апогеем, лежащим на орбите Луны, не пересечет эту орбиту, а лишь коснется ее в точке C . Она, очевидно, является *траекторией минимальной скорости* для заданного направления начальной скорости.

Наконец, в случае горизонтальной начальной скорости мы также будем иметь множество траекторий $3, 3', 3''$, из которых траекторией минимальной скорости будет полуэллиптическая траектория 3 , апогей которой лежит в точке орбиты Луны, диаметрально противоположной точке сгарта ¹⁾.

Начальная скорость, соответствующая траектории 1 , несколько больше скорости отлета, соответствующей траектории 2 , а та в свою очередь меньше начальной скорости для траектории 3 . Это видно хотя бы из формулы (9) гл. 2, так как входящая в эту формулу большая полуось a у орбиты 3 больше, чем у орбиты 2 . Разница в величине a , однако, относительно мала (величина a несколько более $30R$, где R — радиус Земли). Как показывает расчет, минимальная начальная горизонтальная скорость больше минимальной вертикальной начальной скорости всего лишь на 1,6 м/с (для начальной высоты 200 км над Землей) [3.1]. Поэтому все траектории, касающиеся орбиты Луны, можно называть *траекториями минимальной скорости* и считать величину минимальной скорости одинаковой для любого ее направления, а именно равной 11,09 км/с для теоретического случая начала пассивного полета с поверхности Земли и 10,9 км/с для реальной (но, конечно, необязательной) начальной высоты 200 км.

При этом следует иметь в виду, что так как выход на крутую траекторию пассивного полета связан с большими гравитационными потерями на разгон, чем выход на пологие траектории, то из всех траекторий минимальной скорости наиболее выгодна с точки зрения расхода топлива полуэллиптическая.

Обратим внимание на то, что при фиксированном угле *возвышения* α вектора начальной скорости над горизонтом по мере увеличения начальной скорости траектория все более распрямляется (рис. 68), причем *угловая дальность уменьшается*. Как известно, при стрельбе по земным целям дело обстоит как раз наоборот. Напомним, что угловая дальность есть угол между направле-

¹⁾ Мы не называем эту орбиту гомановской, как в § 6 гл. 5, так как здесь мы имеем дело не с перелетом между орбитами.

ниями из центра Земли на начальную и конечную точки полета. Для вертикальной траектории 1 (рис. 68) угловая дальность равна нулю, для траектории 2 — углу AOC , для полуэллиптической траектории 3 — углу AOD , т. е. 180° . Для параболической траектории с горизонтальной начальной скоростью, как показывает расчет, угловая дальность равна 165° (при высоте начальной точки 200 км над поверхностью Земли).

Таким образом, *траектории с большой угловой дальностью оказываются более выгодными*, так как требуют меньшей начальной скорости.

С другой стороны, если фиксировать величину начальной скорости, но придавать ее вектору различные наклонения (менять угол возвышения вектора скорости над горизонтом), то оказывается, что пологие траектории имеют бóльшую угловую дальность, чем крутые. Например, вертикальная «параболическая» траектория (т. е. прямолинейная траектория при параболической начальной скорости) имеет нулевую угловую дальность, а параболическая траектория с горизонтальной начальной скоростью — угловую дальность 165° . Но запуск на пологую траекторию, как мы знаем, требует меньших затрат топлива.

Таким образом, мы приходим к общему выводу: *при полетах к Луне следует стремиться к выбору траекторий с большой угловой дальностью*.

Если же угловая дальность фиксирована, т. е. производятся старты из определенной точки земной поверхности (Земля считается невращающейся) в определенную точку орбиты Луны, то существует бесконечное количество траекторий (эллиптических, гиперболических, а также две параболических [3.2]), которые приводят к цели. Главную роль при выборе траектории в этом случае должна играть величина начальной скорости, размер же гравитационных потерь отходит на второй план.

В случае нулевой угловой дальности все возможные траектории представляют собой вертикальные прямые с начальными скоростями, превышающими минимальную.

Случай угловой дальности, равной 180° , является особым: имеется единственная траектория, приводящая к цели, — полуэллиптическая.

При выборе траектории, конечно, важное значение имеет продолжительность перелета. Расчеты показывают, что *время перелета до Луны зависит практически лишь от величины начальной скорости*, а не от ее направления.

На рис. 69 приведены графики продолжительности полета до Луны по восходящим траекториям при горизонтальной и вертикальной начальных скоростях [3.1]. Как видим, эти графики очень близки между собой. Еще меньше отличаются от указанных графики продолжительности перелетов при промежуточных на-

клонах начальных скоростей (типа траектории 2 на рис. 68). На горизонтальной оси рис. 69 отложены значения не самой начальной скорости, а разницы между нею и параболической скоростью на высоте 200 км над Землей (где параболическая скорость составляет 11,02 км/с). Мы видим, что время перелета с минимальной скоростью составляет около 5 сут. Увеличение минимальной скорости всего лишь на 0,05 км/с вдвое сокращает продолжительность перелета. При параболической начальной скорости продолжительность перелета равна уже двум суткам. Сокращение времени перелета до суток возможно при превышении параболической скорости на 0,5 км/с. Таким образом, если ставится

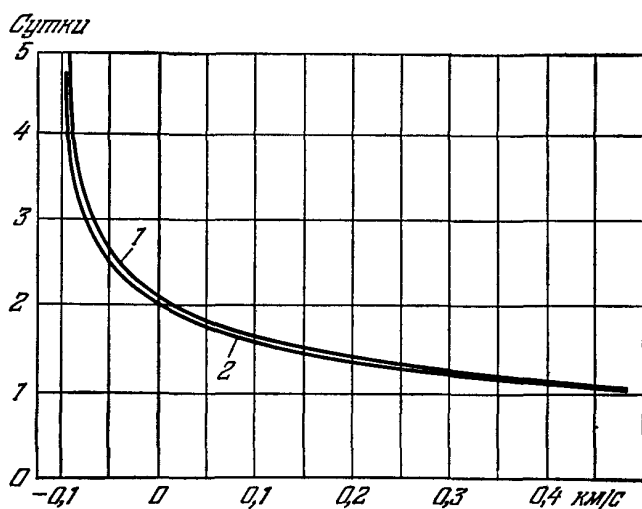


Рис. 69. Графики продолжительности полетов до Луны при горизонтальной (1) и вертикальной (2) начальных скоростях [3.1]. Нулевая отметка на оси абсцисс соответствует параболической скорости на высоте 200 км.

задача простого попадания в Луну, то незначительное увеличение стартового веса ракеты-носителя или небольшое уменьшение полезной нагрузки уже обеспечивает очень большой выигрыш во времени перелета. Кроме того, как мы увидим, траектории, близкие к параболической, имеют и ряд других преимуществ (см. § 5 настоящей главы).

Заметим, что полет по «плоским» траекториям достижения Луны возможен только в том случае, если место старта находится в плоскости лунной орбиты. Если же место старта находится на некотором удалении, то для осуществления «плоской» траектории понадобится боковой маневр, требующий дополнительного расхода топлива.

Если бы плоскость орбиты Луны совпадала с плоскостью земного экватора, то с любой точки экватора был бы возможен полет к Луне по «плоской» траектории. Правда, не всякая траектория была бы осуществима в любой момент времени. Например, если бы Луна находилась где-то в верхней части орбиты, изображенной

на рис. 68, то заведомо было бы невозможно достичь ее из точки *A* по выгодной полуэллиптической орбите 3, хотя это и можно было бы сделать с помощью какой-либо из крутых орбит. Однако в течение суток из-за перемещения стартовой площадки вследствие вращения Земли всегда можно было бы выбрать траекторию с любой угловой дальностью.

Фактически, однако, плоскость лунной орбиты наклонена к экваториальной плоскости Земли на угол, который медленно (за 9,3 года) увеличивается от $18^{\circ}18'$ (так уже было, например, в конце декабря 1959 г. и в начале августа 1978 г.) до $28^{\circ}36'$ (конец марта 1969 г., начало ноября 1987 г.) и затем снова уменьшается ¹⁾. Поэтому полет в плоскости орбиты Луны возможен лишь в том случае, если космодром расположен в прилегающей к экватору зоне, занимающей в наиболее благоприятную эпоху диапазон широт между $28^{\circ}36'$ с. ш. (параллель Дели, Лхасы, мыса Канаверал) и $28^{\circ}36'$ ю. ш., а в самую неблагоприятную эпоху — между $18^{\circ}18'$ с. ш. (параллель Бомбея, Мехико) и $18^{\circ}18'$ ю. ш. Но, даже если космодром находится в указанной зоне, старт возможен лишь в тот момент, когда космодром пересекает (из-за вращения Земли) плоскость орбиты Луны, а это случается лишь дважды в сутки. При этом вполне может оказаться, что Луна находится в такой точке орбиты, что возможен полет лишь по траектории малой угловой дальности, а это, как мы знаем, требует крутого разгона ракеты-носителя. Или может оказаться, что хотя пологий разгон и возможен, но он должен происходить в сторону, противоположную вращению Земли...

Мы, однако, не будем подробнее изучать возможности полетов по «плоским» траекториям, так как даже самый южный пункт Советского Союза расположен в самую благоприятную эпоху на 6° севернее указанной выше экваториальной зоны.

§ 2. Пространственная задача достижения Луны

Рассмотрим условия полета к Луне с космодрома, расположенного вне благоприятной экваториальной зоны, о которой говорилось выше. Пусть это будет космодром в северном полушарии, примером которого может служить советский космодром Байконур (47° с. ш.).

Теперь можно указать ряд траекторий, осуществить которые невозможно. Очевидно, например, что невозможен полет по полуэллиптической траектории, так как угловая дальность 180° не су-

¹⁾ Это объясняется тем, что земной экватор наклонен на $23^{\circ}27'$ к плоскости эклиптики, а лунная орбита — на $5^{\circ}9'$ к этой же плоскости, но последняя при этом совершает прецессионное движение с периодом 18,6 года, подобное прецессии орбиты искусственного спутника из-за сжатия Земли.

ществует для точек старта, не лежащих в плоскости орбиты Луны (Луна никогда не бывает в надире, «под ногами»). То же касается и вертикальной траектории с нулевой угловой дальностью (Луна не бывает в зените). Невозможны и траектории, близкие к указанным.

На рис. 70 показана типичная плоскость перелета к Луне из северного полушария. Космодром в течение суток перемещается по своей параллели, что позволяет выбрать наиболее выгодную угловую дальность перелета $AOЛ$, где $Л$ — упрежденное положение Луны (в момент встречи с космическим аппаратом).

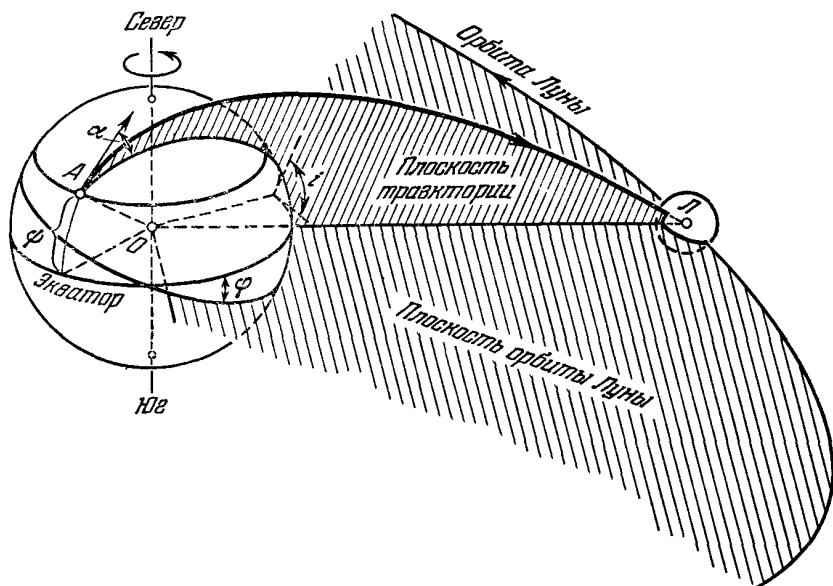


Рис. 70. Типичная плоскость перелета к Луне из северного полушария: α — угол возвышения начальной скорости; i — наклон плоскости траектории к экватору; φ — наклон плоскости орбиты Луны к экватору; ψ — широта космодрома.

Максимальной угловой дальности полета соответствует случай, когда «упрежденная» Луна находится в самой южной точке своей орбиты, а плоскость полета проходит через земную ось, т. е. наклонена к плоскости земного экватора на 90° . Если не учитывать вращения Земли и некоторых иных обстоятельств, то такая плоскость была бы наилучшей. Однако полет в этой плоскости заставил бы отказаться от «дарового» прибавка скорости вследствие суточного вращения Земли (см. § 1 гл. 3). Воспользоваться им можно только при разгоне в восточном направлении, а это вынуждает к некоторому компромиссу — отказу от максимальной угловой дальности. Кроме того, желательно выбрать направление разгона так, чтобы траектория не проходила над населенными пунктами, чтобы ей соответствовала сеть наблюдательных станций, и т. д. [3.3]. Первые советские космические ракеты направлялись к Луне в плоскостях, образующих угол 65° с плоскостью экватора [3.4].

Рассмотрим для наглядности условия полета к Луне в плоскости, проходящей через ось Земли [3.5]. Линия L_1L_2 — след плоскости орбиты Луны на этой плоскости (рис. 71, а). Плоскость орбиты Луны образует угол φ с плоскостью экватора. Пусть стартовая площадка находится на широте φ .

В течение суток космодром перемещается по параллели, занимая различные положения в пространстве. В течение сидерического месяца (27,3 сут) Луна совершает полный оборот по своей орбите. Очевидно, что угловая дальность принимает максимальное значение, когда цель находится в точке L_1 , а космодром — в точке А

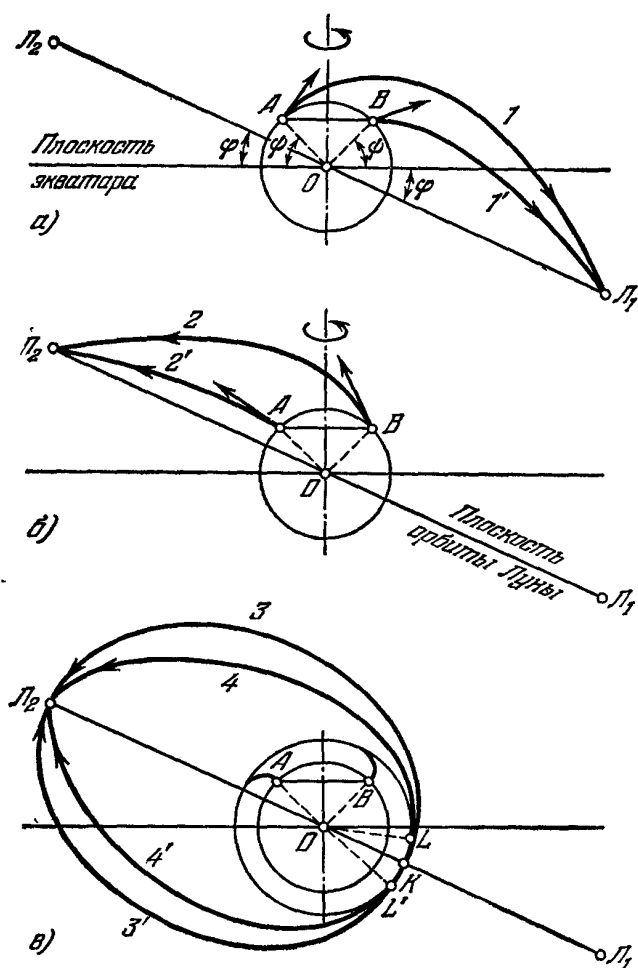


Рис. 71. Полет к Луне: а) в благоприятный период; б) в неблагоприятный период; в) с использованием промежуточной орбиты спутника Земли.

(мы пренебрегаем по-прежнему длиной активного участка разгона). Поэтому период, когда Луна приближается к точке L_1 — самому южному участку своей орбиты (точка с «минимальным склонением», как говорят астрономы), является наиболее благоприятным с точки зрения энергетических затрат для полета к Луне, а сама точка L_1 —

наиболее благоприятная цель. Указанная угловая дальность равна $\angle AOL_1 = 180^\circ + \varphi - \psi$.

В наиболее благоприятную эпоху (например, 1969 г.), когда угол φ максимален и равен $28^\circ 36'$, мы для широты Байконура $\psi = 47^\circ$ получим значение угловой дальности $\angle AOL_1 \approx 162^\circ$ ¹⁾.

Выше указывалось, что параболическая траектория с горизонтальной начальной скоростью имеет угловую дальность 165° . Значит, наша траектория 1 (рис. 71, а) мало отличается от нее. Старт должен быть произведен именно в то время суток, когда космодром окажется в точке А. В точке же В, например, угловая дальность будет равна $\angle BOL_1 = \varphi + \psi \approx 76^\circ$, и понадобится крутая траектория 1', приводящая к большим гравитационным потерям.

В наименее благоприятную эпоху (например, 1959 г.), когда угол φ минимален и равен $18^\circ 18'$, максимальная угловая дальность для широты Байконура составляет 151° , и положение ухудшается, но, впрочем, не сильно. Нетрудно понять, что США, чья территория расположена южнее СССР, находятся в этом смысле в лучших географических условиях, чем наша страна. Широта космодрома на мысе Канаверал равна $28^\circ 27'$, и угловая дальность иногда составляет 180° , т. е. делается возможным даже полет по полуэллиптической траектории.

Положение Луны вблизи точки L_2 (рис. 71, б) представляет собой наиболее неблагоприятную цель на орбите Луны. Даже самая большая в течение суток угловая дальность при этом равна $\angle BOL_2 = 180^\circ - \varphi - \psi$. Она на 2φ меньше «хорошей» угловой дальности, когда цель — в точке L_1 . Теперь, даже если запуск будет осуществляться из точки В, траектория 2 будет гораздо более крутой, чем траектория 1 (рис. 71, а). О траектории 2', начинающейся в точке А, нечего и говорить: она будет приближаться к вертикальной. Предоставляем читателю самому подсчитать соответствующие угловые дальности.

Любопытно, что неблагоприятный период, когда Луна находится вблизи точки L_2 , будет наиболее неблагоприятен в ту эпоху, когда угол φ максимален и равен $28^\circ 36'$. Как мы знаем, эта эпоха наиболее благоприятна при запуске в точку L_1 . Следовательно, необходимость выбора в течение месяца периода, наиболее благоприятного для полета к Луне, в такую эпоху является более острой.

Итак, в течение месяца существует небольшой период (примерно в одну неделю), когда полет к Луне связан с минимальными гравитационными потерями при запуске. Это тот период, когда Луна приближается к самой южной точке своей орбиты. В осталь-

¹⁾ Вследствие существования активного участка, длиной которого мы здесь пренебрегаем, угловая дальность будет несколько меньше.

ное время приходится жертвовать какой-то частью полезной нагрузки [3.4].

Однако существует способ обойти неудобства географического расположения стартовой площадки и не только без существенных потерь в полезной нагрузке осуществлять в любой день месяца запуск к Луне, но и использовать при этом любую траекторию перелета — с любой угловой дальностью, даже равной 180° .

Такая возможность существует даже при самом неблагоприятном взаимном расположении космодрома на своей параллели (точка A) и Луны на своей орбите (точка L_2). Выведем предварительно из точки A космический аппарат на низкую промежуточную круговую орбиту спутника Земли (рис. 66, в). В течение одного примерно полуторачасового оборота спутника вектор его орбитальной скорости, оставаясь горизонтальным, принимает любое направление в плоскости орбиты. Так же принимает любое направление линия, соединяющая центр Земли со спутником. Поэтому на орбите спутника в течение его оборота можно выбрать точку, сход с которой в направлении полета обеспечит полет по траектории любой желаемой угловой дальности. Например, сход в точке K с минимальной скоростью обеспечивает достижение Луны по полуэллиптической траектории 3. Сход в точке L , если выбрать ее так, чтобы $\angle L O L_2 = 165^\circ$, дает возможность попасть на Луну по параболической траектории 4¹⁾. Если орбита находится на высоте 200 км, то в первом случае надо к орбитальной круговой скорости 7,79 км/с добавить скорость $10,9 - 7,79 = 3,11$ км/с, а во втором — скорость $11,02 - 7,79 = 3,23$ км/с (11,02 км/с — параболическая скорость на высоте 200 км).

Произведя запуск из точки A на ту же круговую орбиту в противоположном направлении (по часовой стрелке) и осуществляя сход с орбиты в точках K и L' ($\angle L' O L_2 = 165^\circ$), мы получим траектории 3' и 4', симметричные траекториям 3 и 4.

Разумеется, полеты по траекториям 3, 4, 3', 4' можно осуществить и совершая старт в момент, когда космодром находится в точке B своей параллели.

Наконец, есть полный смысл воспользоваться промежуточной орбитой и в тот период, когда Луна приближается к точке L_1 . Старт с орбиты позволит выбрать угловую дальность большую, чем $\angle A O L_1$.

Описанный маневр называют по-разному: *старт с орбиты*, использование *траектории разгона с пассивным участком*, *старт с помощью орбитального разгонного блока*. Смысл маневра заключается в том, что один крутой разгон заменяется двумя пологими (практически горизонтальными): при выходе на промежуточную

¹⁾ На рис. 71 эта траектория не выглядит параболой, так как чертеж не мог быть выполнен в масштабе.

орбиту (если исключить обязательный момент вертикального отрыва от стартовой площадки) и при сходе с орбиты. Таким образом, сводятся к минимуму гравитационные потери.

Старт с орбиты позволяет преодолеть также специальное ограничение на продолжительность полета, связанное с условиями связи с автоматической станцией в момент ее сближения с Луной. Если полет к Луне происходит в благоприятный период (рис. 71, *a*), то старт, как мы знаем, должен производиться в момент, когда космодром находится в точке *A*. Между тем наилучшие условия для связи со станцией, когда она приближается к точке L_1 , будут, если станция наблюдений находится в положении *B*. А так как станция наблюдений и космодром, естественно, находятся сравнительно близко друг от друга, то ясно, что между моментами старта и сближения с Луной должно пройти $1\frac{1}{2}$, $1\frac{1}{2}$, $2\frac{1}{2}$, $3\frac{1}{2}$ или $4\frac{1}{2}$ сут (через такие промежутки времени точка *A* будет приходить в *B*) [3.4]. Полусуточный полет отпадает, так как требует слишком большой скорости (см. графики на рис. 69).

Полеты к Луне советских автоматических станций «Луна-1», «Луна-2» и «Луна-3» в 1959 г. происходили без использования маневра старта с орбиты. Первые два из них продолжались $1\frac{1}{2}$ сут («Луна-1» пролетела на расстоянии 5—6 тыс. км от поверхности Луны, «Луна-2» впервые в истории достигла Луны), что требовало начальных скоростей, несколько превышавших параболическую, а третий — $2\frac{1}{2}$ сут и происходил по эллиптической траектории (обеспечившей облет Луны; см. подробности в следующей главе). Также без старта с орбиты происходили в 1958—1959 гг. и полеты в сторону Луны американских космических аппаратов «Пионер-1», «Пионер-2» и «Пионер-3» (первые два упали на Землю, преодолев лишь треть расстояния до Луны, а третий прошел на расстоянии 60 000 км от Луны).

Все последующие советские запуски в сторону Луны и большинство последующих американских сопровождались стартом с орбиты. Преимущества старта с орбиты перед непрерывным участком разгона слишком очевидны, чтобы не воспользоваться первым, несмотря на некоторые недостатки этого метода, требующие преодоления различных технических затруднений. Желательно, чтобы точка схода с орбиты была в пределах радиовидимости наземных станций, а это не всегда возможно, так как пассивный участок полета по круговой орбите может быть довольно велик [3.3]. Вообще, чем длиннее этот участок, тем существеннее могут оказаться навигационные ошибки; поэтому траектории 3' и 4' на рис. 71, *b* выгоднее, чем траектории 3 и 4, и если они избраны, то старт лучше производить в момент, когда космодром находится в точке *B*, а не в точке *A*.

Какой должна быть высота промежуточной орбиты? Это неизбежно различно с точки зрения энергетики полета. Чем больше высота,

тем, вообще говоря, меньше импульс скорости при сходе с орбиты, но зато и тем больше затраты энергии на вывод на орбиту, причем последнее обстоятельство существеннее. Поэтому выбираются всегда н и з к и е промежуточные орбиты.

§ 3. Учет эллиптичности лунной орбиты, притяжения Луны и ее размеров

До сих пор мы рассматривали траектории попадания в Луну, считая Луну геометрической точкой, движущейся по круговой орбите радиуса 384 400 км. Фактически же Луна движется вокруг Земли по эллиптической орбите, причем ее перигейное расстояние составляет 363 300 км ¹⁾, а апогейное — 405 500 км, т. е. эти расстояния отличаются от среднего на 21 100 км. Кроме того, Луна, естественно, не является точкой, а представляет собой материальное тело довольно внушительных размеров: ее диаметр равен 3474 км, а масса равна 1/81,30 массы Земли, что соответствует гравитационному параметру $K=4,903 \cdot 10^3 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Эллиптичность орбиты Луны должна учитываться при расчете каждой конкретной траектории достижения Луны (также должны учитываться и все «неравенства» движения Луны, т. е. влияния на нее различных возмущений — от сжатия Земли, от Солнца и от планет). Однако на энергетических условиях полета к Луне эллиптичность орбиты Луны сказывается в ничтожной степени. Это видно из того, что, например, при полете по полуэллиптической орбите увеличение начальной скорости на 1 м/с повышает апогей траектории перелета на 4000 км [3.6]. Следовательно, минимальная скорость достижения Луны в перигее ее орбиты всего лишь на 5 м/с меньше, а в апогее на 5 м/с больше, чем минимальная скорость достижения Луны при среднем расстоянии 384 400 км. Таким образом, лишено какого-либо основания мнение о том, что положение Луны в ближайшей к Земле точке орбиты якобы соответствует благоприятному для перелетов периоду.

Что касается продолжительности перелета, то, очевидно, достижение лунного перигея сокращает ее по сравнению с полетом на среднее расстояние, особенно если учесть, что урезается как раз та часть траектории, где движение особенно медленно. При скорости порядка параболической и несколько большей (обеспечивающей 1½-суточный полет, как у станций «Луна-1» и «Луна-2») такое сокращение составляет примерно 3 часа [3.1].

Рассмотрим теперь влияние притяжения Луны, которым мы до сих пор пренебрегали.

¹⁾ На самом деле из-за гравитационных возмущений со стороны Солнца минимальное расстояние Луны от Земли иногда оказывается меньше 360 000 км [3.1].

Существует довольно распространенное в среде неспециалистов мнение, что для попадания в Луну достаточно попасть в сферу притяжения Луны с нулевой конечной скоростью. Затем якобы начнется простое падение космического аппарата на Луну. Это рассуждение не станет более убедительным, если вместо сферы притяжения Луны ввести в рассмотрение сферу действия Луны. Дело в том, что если даже геоцентрическая скорость космического аппарата и равна нулю, то его скорость относительно Луны (селеноцентрическая скорость) равна по величине скорости Луны и направлена в противоположную сторону. Поэтому «простого падения» на Луну ни в коем случае быть не может.

Вход в сферу действия Луны должен происходить не с нулевой скоростью. Обратимся к рис. 72. Точка L_0 показывает положение Луны в момент старта с Земли в точке A . В момент, когда космический аппарат в точке B входит в движущуюся ему напер-

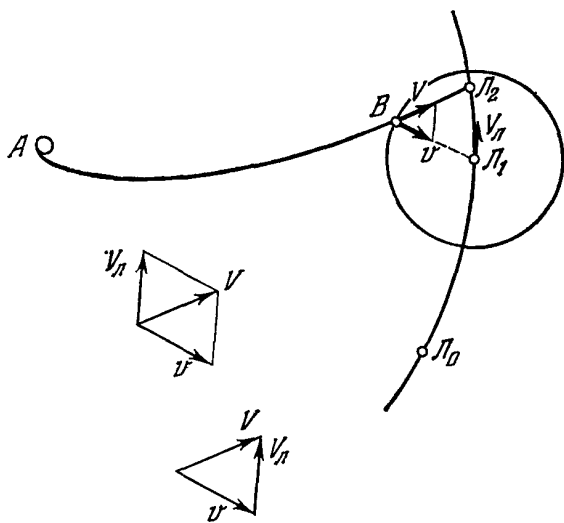


Рис. 72. Попадание в притягивающую Луну.

рез сферу действия Луны, сама Луна находится в точке L_1 и имеет скорость $V_L = 1,02$ км/с. Геоцентрическая скорость V космического аппарата направлена вдоль траектории. Ее можно рассматривать как абсолютную скорость, складывающуюся векторно из переносной скорости V_L аппарата в его движении вместе со сферой действия Луны и относительной скорости v — селеноцентрической скорости. Абсолютная скорость, как известно, может быть представлена в виде диагонали параллелограмма, построенного на переносной и относительной скоростях. Для этой цели может быть также построен и треугольник скоростей. Соответствующие построения показаны на рис. 72.

Чтобы попадание в Луну могло произойти, селеноцентрическая скорость v в точке B должна быть направлена в точности на Луну. Если мы теперь, в согласии с приближенной методикой, будем рассматривать селеноцентрическое движение внутри сферы действия Луны, вовсе забыв о притяжении Земли, то оно будет происходить с начальной скоростью v . Траектория будет представлять радиальную прямую BL_1 .

Геоцентрическое же движение космического аппарата (относительно Земли) будет происходить отнюдь не по прямой линии, так как, двигаясь по линии BL_1 , он одновременно как бы пере-

носятся вместе со сферой действия Луны. Получающееся в результате движение будет происходить по криволинейной траектории $ВЛ_2$. Как показывают расчеты, траектория геоцентрического движения практически не отличается от продолжения траектории $АВ$. Иными словами, притяжение Луны практически не сказывается на номинальной траектории попадания, т. е. траектории,

не учитывающей ни притяжения, ни размеров Луны (Луна принимается за точку)¹⁾. Лишь вблизи Луны конец фактической траектории несколько отклоняется от номинальной навстречу движущейся наперерез Луне (рис. 73), и так как Луна не является точкой, то попадание все равно происходит. При этом отклонение точки падения на Луну от точки падения, соответствующей номинальной траектории, составит примерно 100 км, если полет происходит с минимальной скоростью, и не превысит нескольких километров при скорости отлета, близкой к параболической [3.1].

Некоторое ускорение движения аппарата вследствие лунного притяжения и тот

факт, что аппарат должен лететь фактически не до центра Луны, а только до ее поверхности, приводят к незначительному сокращению времени перелета, составляющему примерно 30 мин при начальных скоростях, близких к параболической скорости (на 0,1 км/с меньше ее или на 0,2 км/с больше) [3.1].

При подсчете энергетических затрат на отлет с Земли притяжение Луны можно вовсе не принимать во внимание. Даже при полете в плоскости орбиты Луны, когда влияние Луны особенно велико, минимальная скорость достижения Луны уменьшается всего лишь на 0,2 м/с [3.1].

¹⁾ Мы употребляем здесь термин «номинальная траектория» в смысле, соответствующем работе [3.1] и означающем примерно: «в первом приближении». Ни в коем случае не нужно понимать здесь термин «номинальная траектория» в смысле «расчетная траектория».

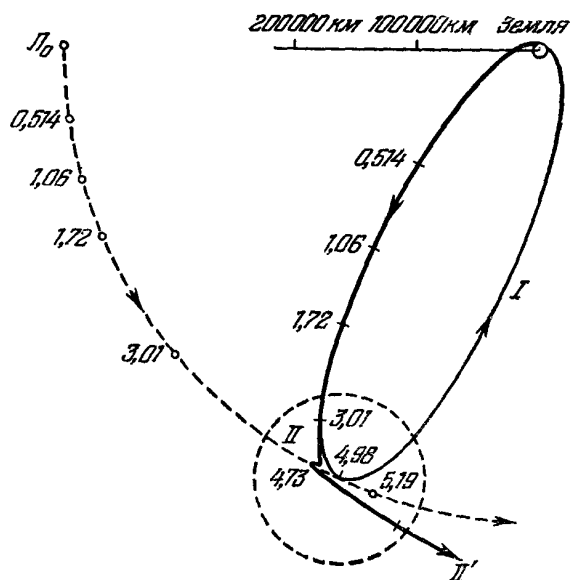


Рис. 73. Попадание в притягивающую Луну в случае, когда номинальная траектория I полуэллиптическая [3.1]. Действительная траектория II не проходит через центр Луны; II' — ветвь траектории, которую прошел бы космический аппарат, если бы Луна была притягивающей материальной точкой. Числовые засечки обозначают время (в сутках), прошедшее с момента старта.

§ 4. Влияние гравитационных возмущений от сжатия Земли и от Солнца

Влияние сжатия Земли в незначительной степени сказывается на продолжительности полета к Луне. Экваториальное вздутие Земли как бы ослабляет земное притяжение в то время, когда космический аппарат находится вдали от плоскости экватора, и усиливает его в противоположном случае. В первом случае сжатие Земли ослабляет уменьшение скорости удаления аппарата от Земли, во втором усиливает это замедление. Сравнительно значительно поэтому влияние сжатия Земли на плоские траектории достижения Луны: продолжительность полета несколько увеличивается по сравнению с невозмущенной траекторией.

Для пространственных траекторий, характерных для старта с территории СССР (старт в направлении на северо-восток, угол наклона к плоскости экватора примерно 65°), сравнительно сильно сказывается ослабление земного притяжения из-за сжатия Земли в начале полета, когда аппарат удаляется от плоскости экватора. В дальнейшем трасса аппарата переходит в низкие широты и сжатие Земли компенсирует, хотя и не полностью, первоначальный эффект. В результате продолжительность перелета по параболической траектории уменьшается на 27,1 мин, а при начальной скорости, на 0,13 км/с большей, — на 12,5 мин [3.1].

Солнечные гравитационные возмущения геоцентрического движения возникают оттого, что Солнце сообщает разные ускорения космическому аппарату и Земле. Из-за дальности Солнца эти возмущения невелики, а в начале полета (аппарат вблизи Земли) их почти и вовсе нет. Эффект действия солнечных возмущений сравнительно велик, когда полет происходит в сторону Солнца (в период новолуния) или в противоположную сторону (в период полнолуния). Никакого отношения к выбору энергетически благоприятного времени старта относительное расположение Земли, Луны и Солнца не имеет¹⁾. И в период новолуния, и в период полнолуния Солнце в какой-то степени способствует полету, сокращая его продолжительность. Любопытно, что в период полнолуния (Луна и Солнце находятся по разные стороны Земли) возмущающее влияние Солнца «отталкивает» космический аппарат к Луне²⁾. Увы, уменьшение времени перелета ... не превышает трех минут [3.1].

¹⁾ Однако это расположение определяет условие освещенности того пункта лунной поверхности, куда направляется космический аппарат, а потому оно должно учитываться при выборе момента старта. Но с энергетикой полета этот момент не связан.

²⁾ Читатель может убедиться в этом, повторив рассуждения и построения, аналогичные тем, которые проводились в § 5 гл. 4.

§ 5. Точность наведения

Если рассматривать Луну в качестве материальной точки (притягивающей или непритягивающей — безразлично), то малейшее отклонение какого-либо из начальных условий пассивного полета (высота начальной точки, величина и направление начальной скорости) от его расчетного значения приведет к искажению траектории и промаху. Но Луна представляет собой шар диаметром 3474 км; поэтому при малых погрешностях искаженная траектория все же пройдет через поверхность Луны. Представляет ин-

терес оценить максимальные погрешности начальных условий, при которых попадание в Луну будет обеспечено.

Если допущена ошибка в величине начальной скорости, но направление вектора скорости точно соблюдено, то искаженная траектория будет несколько распрямлена по сравнению с расчетной, если скорость завышена, или, наоборот, будет иметь несколько большую кривизну, если скорость занижена. Кроме того, в первом случае продолжительность перелета сократится, а во втором увеличится.

Особенно чувствительны в этом отношении траектории минимальной скорости. Достаточно вспомнить, что апогей полуэллип-

тической орбиты поднимается на 4000 км при увеличении начальной скорости на 1 м/с. При этом, как показывает график на рис. 69, резко сокращается время перелета, вследствие чего, если космический аппарат и пересечет орбиту Луны (это неизбежно в случае «плоской» траектории), Луна опоздает прийти в новую точку пересечения.

При больших начальных скоростях продолжительность перелета будет не столь резко меняться в случае ошибки и Луна может успеть подойти к точке пересечения траектории с орбитой Луны, так как из-за распрямления траектории точка пересечения переместится навстречу Луне.

Пусть на рис. 74 траектория 1 соответствует точному соблюдению величины начальной скорости, причем за время перелета Луна из точки L_0 переходит в точку L_1 . Траектория 2 соответствует некоторому допустимому превышению начальной скорости, а траектория 3 — некоторому ее недобору. В первом случае время перелета сокращается и Луна успевает прийти в точку L_2 , а во втором увеличивается и Луна приходит как раз в точку L_3 .

Подобный эффект наиболее отчетливо заметен при горизонтальных начальных скоростях порядка параболической и несколько

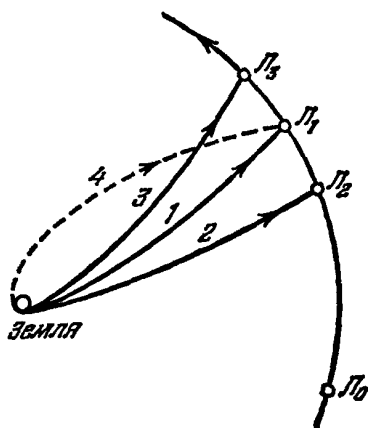


Рис. 74. Влияние ошибок в величине начальной скорости для попадания в Луну.

большой [3.1]. В случае параболической начальной скорости даже при ошибке в величине начальной скорости, составляющей 50 м/с, траектория заденет край Луны.

Рассмотренный эффект, очевидно, справедлив только для траекторий, совпадающих по направлению обхода Земли с направлением движения Луны («прямые» траектории). В противоположном случае («обратные» траектории типа 4 на рис. 74) ошибки только усугубляются.

Мы имели в виду выше наиболее желательные (и вполне осуществимые при полетах в плоскости орбиты Луны) траектории с пологим начальным участком. В случае же крутого начального подъема дело будет обстоять гораздо хуже. Например, любая ошибка в начальной вертикальной скорости лишь приводит к изменению времени перелета, но не смещает точку пересечения орбиты Луны, а значит, эффект рис. 74 будет отсутствовать.

Что касается ошибок в угле возвышения начальной скорости, то они приводят к изменению формы траектории и, следовательно, смещению точки пересечения орбиты Луны, но практически не влияют на продолжительность полета. Пологие траектории минимальной скорости менее всего чувствительны к ошибкам в направлении начальной скорости: попадание в Луну обеспечено даже при ошибке, превышающей 1° [3.1]. Но уже при параболической скорости допустима ошибка лишь в $0,5^\circ$.

Крутые траектории минимальной скорости, напротив, особенно чувствительны к ошибкам в направлении начальной скорости. Чтобы понять, в чем тут дело, достаточно представить себе, как резко отклоняется бьющая вверх струя брандспойта, если отклонить ее от вертикали.

Нетрудно сообразить, чему должно быть равно максимально допустимое отклонение вектора начальной скорости при очень больших гиперболических скоростях. Представим себе, что полет происходит с бесконечно большой скоростью. Тогда поля тяготения и Земли и Луны совершенно не воздействуют на траекторию, которая должна представлять собой прямолинейный луч, подобный лучу света. А так как угловой размер Луны на небе составляет примерно $0,5^\circ$, то максимально допустимое отклонение равно $0,25^\circ$.

Отметим, что траектории «баскетбольного» типа в несколько раз чувствительнее к ошибкам в величине и направлении скорости, чем восходящие [3.1]. (Здесь опять-таки полезно представить себе бьющую вверх струю брандспойта.)

Допустим, наконец, что величина начальной скорости и ее угол возвышения выдержаны при запуске идеально, но старт дан с некоторым опозданием. Благодаря опозданию Земля успеет повернуться вокруг своей оси на некоторый угол, и на такой же угол, не меняя формы, повернется вместе с Землей вся траектория, в результате чего она может пройти мимо края Луны.

Промах может также произойти в результате выхода на траекторию пассивного полета не на заданной высоте.

Притяжение Луны увеличивает размер допустимых погрешностей начальных условий. Космический аппарат при входе в сферу действия Луны может иметь селеноцентрическую скорость, направленную не только не на центр Луны, но даже не на край Луны, однако траектория аппарата, изогнувшись из-за лунного притяжения, сможет все же задеть край Луны (рис. 75).

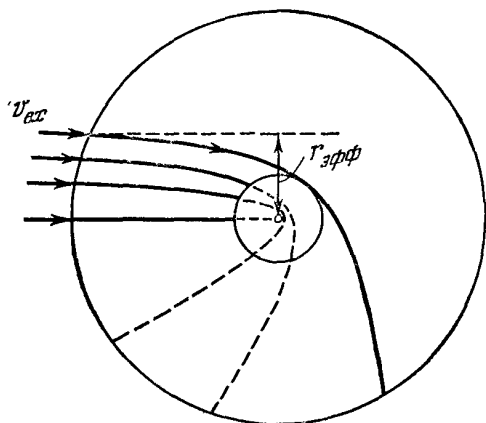


Рис. 75. Эффективный радиус Луны.

Расстояние от центра Луны линии, указывающей направление селеноцентрической скорости входа, называется *прицельной дальностью*. Максимальная величина прицельной дальности, при которой аппарат еще может задеть край Луны, называется *эффективным радиусом Луны* [3.7]. Эффективный радиус тем больше, чем меньше селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны (т. е. чем меньше, вообще говоря, скорость отлета с Земли). Он может быть вычислен по формуле [3.7]

$$r_{эфф}^2 = R \left(\frac{2K}{v_{вх}^2} + R \right),$$

где K — гравитационный параметр Луны, R — ее радиус, $v_{вх}$ — селеноцентрическая скорость входа (при выводе формулы предполагается, что скорость $v_{вх}$ равна «скорости на бесконечности» v_{∞} в гиперболическом движении). Максимальный эффективный радиус равен примерно 5400 км; в случае параболической скорости он составляет 3000 км [3.1]. Таковы размеры той области, в которую фактически приходится целиться, чтобы можно было гарантировать попадание в Луну. Как видно, это вовсе не то же самое, что «целиться в сферу притяжения Луны», как это ошибочно может представиться.

При полете в плоскости лунной орбиты наименее чувствителен к начальным ошибкам пологий запуск со скоростью, несколько превышающей параболическую: могут одновременно допускаться ошибки в величине начальной скорости 50 м/с, в угле возвышения $0,5^\circ$, в высоте отсечки двигателя 50 км, во времени старта несколько минут.

При старте с территории Советского Союза ошибка 1 м/с в величине начальной скорости приводит к отклонению точки падения на Луну от расчетной на 250 км. Ошибка в угле возвышения вектора начальной скорости на $1'$ вызывает смещение на 200 км. Та-

кое же смещение будет и при ошибке в моменте старта, равной лишь 10 с. В результате попадание в Луну может быть обеспечено, если ошибка в величине начальной скорости не превышает нескольких метров в секунду, в угле возвышения — $0,1^\circ$, в моменте старта — нескольких секунд [3.1, 3.5]. Эти требования были блестяще выдержаны при первом в истории попадании в Луну, осуществленном в сентябре 1959 г. советской АЛС «Луна-2» (ошибка в моменте старта составила лишь секунды). Начальная скорость несколько превышала параболическую.

Приведенные выше значения допустимых погрешностей не имеют значения на практике, если стоит задача попадания в определенную точку лунной поверхности, но они позволяют сравнить чувствительность к ошибкам наведения различного рода траекторий.

§ 6. Коррекция траектории

На определенном уровне развития космической техники встала задача попадания в определенную, выбранную из научных соображений точку лунной поверхности или выхода в заранее заданный район вблизи Луны (при облете или запуске спутника Луны). В этом случае становится необходимой *коррекция траектории* на пути к Луне. Эта коррекция должна перевести космический аппарат на новую траекторию, отличающуюся (хотя и незначительно) как от расчетной, так и от фактической (до коррекции) траектории, но приводящую к цели [3.8]. Повторными коррекциями через некоторые промежутки времени в принципе можно было бы вернуть аппарат и на расчетную траекторию, но в этом обычно нет нужды.

Если ставится задача не исправлять продолжительность полета до Луны, а лишь ликвидировать отклонение от расчетной точки падения на Луну, то достаточно отклонить траекторию в поперечном направлении с помощью поперечного импульса, не изменив практически во много раз большую величину скорости полета. Технически сравнительно просто расположить с помощью системы ориентации ось корректирующего двигателя в плоскости, перпендикулярной к направлению на Луну. Для этого можно использовать оптический датчик Луны. Чем ближе к Луне, тем точнее указанная плоскость совпадает с плоскостью, перпендикулярной к вектору скорости полета. Направление корректирующего импульса в указанной плоскости выбирается в зависимости от того, в какую сторону нужно переместить на Луне точку падения. Если же нужно изменить (приблизить к запланированному) и время перелета, то ось двигателя должна быть несколько отклонена от этой плоскости [3.7].

Величина и направление корректирующего импульса должны быть выдержаны с большой точностью. К ошибкам особенно чувствительны траектории минимальной скорости ($3\frac{1}{2}$ -суточная траектория вдвое чувствительнее $2\frac{1}{2}$ -суточной). Допустимая погрешность времени включения корректирующего двигателя измеряется минутами и десятками минут [3.7].

§ 7. Посадка на Луну

Встреча космического аппарата с Луной, если не будут приняты специальные меры, должна привести к его разрушению вследствие удара о поверхность Луны. Попробуем выяснить величину скорости соударения.

Пусть полет происходит по полуэллиптической траектории с начальной скоростью 11,09 км/с, сообщаемой у поверхности Земли в направлении ее вращения (траектория 3 на рис. 63). В апогее в момент достижения орбиты Луны расстояние космического аппарата от Земли будет составлять 60 земных радиусов. Согласно формуле (6) § 5 гл. 2 скорость аппарата в этот момент будет равна $11,09 : 60 \approx 0,2$ км/с, причем движение будет происходить в ту же сторону, куда движется Луна. Но скорость Луны равна 1 км/с. Поэтому относительная скорость сближения космического аппарата с нагоняющей его Луной составит $1 - 0,2 = 0,8$ км/с.

С такой скоростью аппарат ударился бы о поверхность Луны, если бы Луна не притягивала его. Сфера действия Луны нагоняет аппарат в тот момент, когда он приближается к своему апогею. При этом скорости аппарата и Луны имеют почти одинаковые направления. Поэтому можно считать, что начальная селеноцентрическая скорость движения космического аппарата внутри сферы действия Луны (селеноцентрическая скорость входа в сферу действия) равна 0,8 км/с. По формуле (3) § 4 гл. 2, учитывая, что начальное расстояние равно 66 000 км, мы сможем вычислить скорость аппарата на расстоянии радиуса Луны (1737 км), т. е. в момент удара. Она оказывается равной 2,5 км/с.

Если увеличить скорость отлета с Земли, то еще сильнее увеличится скорость космического аппарата на подходе к Луне. Если, например, полет совершается по параболической траектории с начальной скоростью 11,19 км/с, то аппарат в момент пересечения границы сферы действия Луны будет иметь скорость порядка 1,3—1,6 км/с [3.11¹⁾], т. е. увеличение скорости отлета с Земли

¹⁾ Различия в скоростях входа объясняются тем, что точки встречи со сферой действия Луны для различных параболических траекторий (при разных углах возвышения начальной скорости) находятся на несколько отличающихся расстояниях от Земли. На среднем расстоянии Луны от Земли параболическая скорость равна 1,4 км/с.

всего лишь на 1% (по сравнению с минимальной скоростью) приводит к увеличению скорости на границе сферы действия Луны в 6—8 раз. К тому же Луна теперь будет двигаться не вдогонку аппарата, а наперерез ему. В результате относительная скорость входа аппарата в сферу действия Луны составит 1,7—1,9 км/с [3.1]. Соответственно скорость падения на поверхность Луны по формуле (3) гл. 2 составит 2,9—3,0 км/с.

Как видим, с увеличением начальной скорости скорость падения на Луну заметно увеличивается, хотя и не в такой степени, как скорость встречи со сферой действия Луны.

Попутно отметим примечательное свойство селеноцентрических траекторий внутри сферы действия Луны. Скорость освобождения от лунного притяжения на границе сферы действия Луны равна 383 м/с (ее можно подсчитать по формуле (10) § 5 гл. 2). Следовательно, даже минимальная селеноцентрическая скорость входа в сферу действия (0,8 км/с) более чем вдвое превышает параболическую. Поэтому *селеноцентрические траектории внутри сферы действия всегда представляют собой ярко выраженные гиперболы.*

Благополучная посадка на Луну автоматической станции требует полного или почти полного погашения скорости ее падения. Так как Луна не обладает атмосферой, то единственным способом погашения скорости является торможение с помощью ракетного двигателя.

Запас топлива для тормозной двигательной установки (ТДУ) должен содержаться на борту космического аппарата. Каков этот запас? Если предположить, что характеристическая скорость торможения (скорость, которая гасится, плюс гравитационные потери) равна 3 км/с, а скорость истечения продуктов сгорания также равна 3 км/с, то согласно формуле Циолковского масса космического аппарата при начале торможения должна быть в 2,7 раза больше массы в конце торможения, т. е. топливо должно составлять 63% массы аппарата.

Чтобы затраты топлива на торможение были минимальны, необходимо вывести автоматическую станцию на траекторию полета к Луне с минимальной начальной скоростью. При этом, как мы видели, скорость, которую надо погасить, равна 2,5 км/с.

Таким образом, траектории перелета, предназначенные для посадки на Луну, отличаются от «ударных» траекторий попадания тем, что первые — эллиптические, а вторые, как правило, — гиперболические, близкие к параболе. Но эллиптические траектории особенно чувствительны к погрешностям в величине начальной скорости и полет по ним требует дополнительного запаса топлива для коррекции.

Чтобы уменьшить количество топлива, затрачиваемое на торможение, теоретически выгоднее всего начинать гасить скорость на минимальном расстоянии от Луны. Чем дальше происходит

торможение, тем больше гравитационные потери (тормозной двигатель должен не только погасить уже имеющуюся скорость, но и дольше препятствовать ее дальнейшему возрастанию под действием притяжения Луны). Ограничением здесь является то, что чересчур быстрое торможение вблизи Луны может привести к столь большим перегрузкам, что они разрушат научную аппаратуру или погубят космонавтов. Нецелесообразно также разбивать торможение на несколько активных участков (например, первый расположить на высоте 1000 км над Луной), так как это только увеличило бы энергетические затраты.

Здесь действует общий принцип механики космического полета: *всегда выгоднее расходовать топливо вблизи от небесного тела, чем вдали от него*¹⁾.

Управление при посадке должно осуществляться бортовой автономной системой, так как точность слежения за движением аппарата с Земли недостаточна и вдобавок сигналы с Земли будут запаздывать (радиосигнал от Земли до Луны и обратно идет 2,5 с). Лишь первый сигнал о начале маневров по спуску может даваться с Земли [3.9]. Тормозная двигательная установка не может включаться по сигналу программного временного устройства, находящегося на борту космического аппарата, так как ничтожная ошибка в величине начальной скорости отлета с Земли, равная, например, 0,3 м/с, приведет к ошибке во времени встречи с Луной на 100 с, и торможение начнется на нерасчетной высоте, поскольку аппарат за это время пролетит примерно 260 км [3.10].

В зависимости от возможностей системы управления посадка может быть *грубой* (или, как еще говорят, «жесткой» или «полужесткой»), когда скорость встречи аппарата с лунной поверхностью составляет десятки метров в секунду (скорость автомобиля, налетающего на препятствие), и *мягкой*, когда прилунение происходит столь же плавно, как приземление парашютиста.

При грубой посадке скорость сближения космического аппарата с Луной гасится полностью на некоторой высоте над лунной поверхностью, после чего аппарат свободно падает. По неосуществленному американскому проекту (вариант программы «Рейнджер»), например, точное падение должно было начаться на высоте 350 м и привести к встрече с Луной со скоростью 40 м/с.

При мягкой посадке после полного или почти полного погашения скорости основным двигателем могут включаться вспомо-

¹⁾ Представим себе, например, что мы хотим запустить вертикально вверх ракетный аппарат с параболической скоростью (т. е. 11,19 км/с у поверхности Земли), но мы недобрали скорость и сообщили ему 11,09 км/с. При этом, как мы знаем, аппарат достигнет орбиты Луны с нулевой скоростью. Если мы хотим теперь здесь, на расстоянии 384 400 км от Земли, заставить аппарат все же «достичь бесконечности», то должны уже добрать не 0,1 км/с, а 1,4 км/с (параболическая скорость на орбите Луны).

гательные малые («верньерные») ракетные двигатели. Они управляются в зависимости от показаний радиолокатора (данные о скорости) и радиовысотомера (данные о высоте) и должны удерживать скорость падения в узких пределах, а также не позволять аппарату опрокинуться [3.9, 3.10]. Верньерные двигатели могут работать непрерывно или в импульсном режиме [3.11]. Сравнительно слабый удар при посадке амортизируется с помощью специальных приспособлений.

Классическим примером мягкой посадки является первая в истории подобная посадка, осуществленная 3 февраля 1966 г. советской автоматической лунной станцией (АЛС) «Луна-9». Рассмотрим основные этапы полета станции (рис. 76) [3.11].

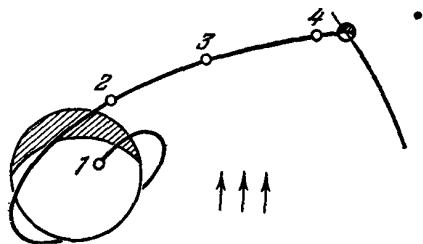


Рис. 76. Основные этапы полета АЛС «Луна-9»: 1 — старт 31 января 1966 г., 2 — разгон с промежуточной орбиты, 3 — коррекция, 4 — астроориентация, торможение и мягкая посадка.

31 января 1966 г. станция «Луна-9» была выведена на промежуточную орбиту спутника Земли высотой 173 км в перигее и 224 км в апогее и наклоном 52° . Дата старта была приурочена к наступлению лунного утра в Океане Бурь — намеченном месте прилунения. Иными словами, посадка на Луну должна была быть совершена вблизи терминатора — границы света и тени на Луне, что обеспечивало контрастность фотографий лунных пейзажей (большая длина теней из-за низкого расположения Солнца на лунном небе) и благоприятный температурный режим станции после посадки.

При разгоне с орбиты станция получила скорость, обеспечивавшую достижение Луны через 3,5 сут. Благодаря этому в момент прилунения станция должна была быть наблюдаема с Земли высоко над горизонтом. Как видно из графика на рис. 69, траектория полета была близка к траекториям минимальной скорости. Скорость соударения с Луной, которую нужно было погасить при посадке, равнялась 2,6 км/с. Ее можно было бы уменьшить, уменьшив скорость схода с околоземной орбиты, но это привело бы к большей чувствительности траектории перелета к ошибкам и, как следствие, к возрастанию количества топлива для коррекции, от чего полезная нагрузка станции только бы уменьшилась.

После выхода на траекторию полета к Луне станция «Луна-9» (рис. 77) отделилась от разгонного блока. Ее масса составляла 1583 кг. Станции было придано вращение вокруг оси, перпендикулярной к направлению на Солнце. Это обеспечило постоянный температурный режим станции.

Обработка траекторных измерений показала, что станция должна пройти на расстоянии примерно 10 000 км от центра Луны. Понадобилась коррекция траектории, которая была проведена 1 февраля в 22 ч 29 мин на расстоянии 190 000 км от Луны. Перед

коррекцией система ориентации остановила вращение станции и, используя в качестве опорных светил Солнце, Землю и Луну, развернула станцию в положение, при котором ось бортового двигателя приняла заданное направление. Корректирующий импульс рав-

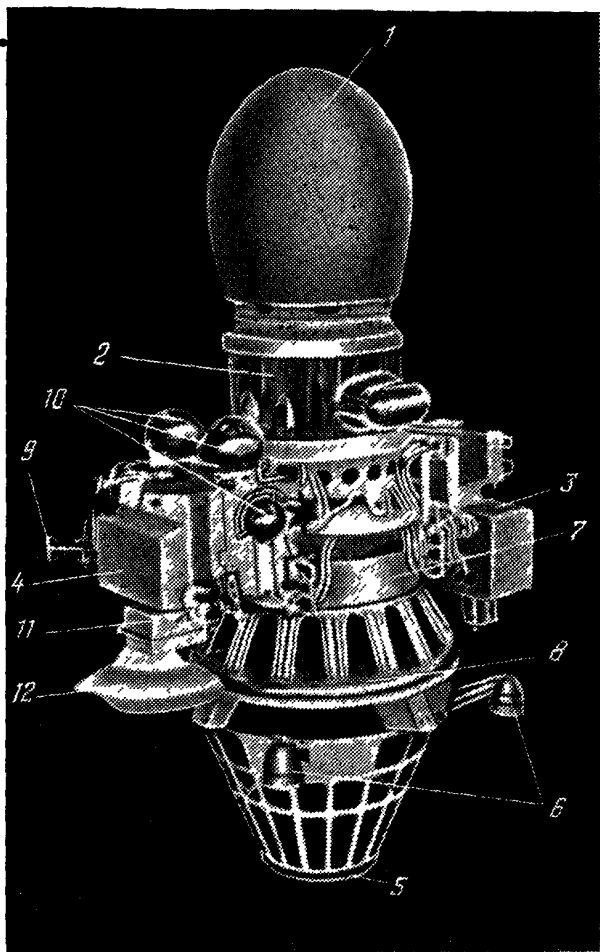


Рис. 77. Станция «Луна-9» после отделения от разгонного блока: 1 — автоматическая лунная станция, 2 — отсек системы управления, 3, 4 — отделяемые отсеки с аппаратурой, 5 — ЖРД, 6 — малые управляющие двигатели, 7 — бак окислителя, 8 — бак горючего, 9 — микродвигатели системы ориентации, 10 — баллоны с запасом газа для них, 11 — радиовысотомер, 12 — антенна радиовысотомера.

нялся 71,2 м/с. Одновременно с запуском двигателя была включена система стабилизации, удерживавшая станцию в заданном положении, пока действовала тяга двигателя. Корректирующий двигатель работал с весьма высокой точностью (при ошибке в величине приращения скорости на 0,1 м/с или в направлении на 1' место встречи с Лунной отклонилось бы на 10—15 км).

Чтобы была погашена скорость сближения станции с Луной, ось тормозного двигателя должна быть расположена вдоль вектора скорости, соплом вперед. Ориентация станции в таком направлении была бы легко достигнута, если бы падение на Луну происходило вертикально по траектории, проходящей через центр Луны, так как оптические средства позволяют легко определить направление на центр видимого со станции диска Луны, т. е. построить лунную вертикаль.

Проведем через центр Луны O (рис. 78) прямую, параллельную вектору скорости соударения в точке A , до пересечения ее в точке B с гиперболой падения на Луну. Заставим ось тормозного двигателя расположиться в точке B по лунной вертикали OB , и пусть при последующем движении до точки A система ориентации будет удерживать космический аппарат в заданном положении, так что аппарат будет перемещаться поступательно. Таким путем в точке A тяга двигателя сможет быть направлена необходимым образом

(фактически точка A включения двигателя находится, конечно, на некоторой высоте, незначительной по сравнению с расстоянием OB).

Если взять пучок гиперболических траекторий, получающихся при одинаковых по величине и направлению селеноцентрических скоростях входа в сферу действия Луны (но входящих в разных точках границы сферы действия), то обнаруживается следующее замечательное свойство этих траекторий [3.12]. Проведем для каждой траектории построение, указанное на рис. 78. При этом с большой точностью обнаруживается, что все точки пересечения прямых, параллельных соответствующим скоростям соударения, с гиперболами оказываются на одной и той же высоте над Луной. Для скорости входа 1 км/с (характерной для полета станции «Луна-9») эта высота равна 8300 км .

На расстоянии $15\text{--}20 \text{ тыс. км}$ от Луны начал проводиться последний сеанс астроориентации станции. На высоте 8300 км за час до падения на Луну станция была сориентирована по лунной вертикали BO и далее перемещалась поступательно до момента достижения высоты 75 км . На этой высоте за 48 с до посадки по командному сигналу от радиовысотомера (ось его параболической антенны была параллельна оси двигателя) был включен тормозной двигатель. (Перед этим от станции были отделены два отсека, ненужные при посадке.) Работа двигателя продолжалась до того момента, когда автоматическая обработка (интегрирование) показаний акселерометра, измеряющего реактивное ускорение, показала, что расчетная скорость сближения с Луной погашена. На высоте примерно 150 м основной двигатель был выключен, и дальнейшее гашение скорости, а также стабилизация станции при спуске производились с помощью малых ракетных двигателей.

Когда станция оказалась на высоте 5 м , специально выдвинутый штыревой датчик соприкоснулся с лунной поверхностью, что послужило сигналом к отделению и отбрасыванию лунной станции от тормозной установки. В результате станция прилунилась несколько в стороне, опустившись на не поврежденный выхлопными газами участок. Скорость посадки составляла $4\text{--}7 \text{ м/с}$. Свойства грунта Луны до этого полета были неизвестны, и поэтому станция была заключена в амортизирующее устройство — эластичную оболочку, которая перед прилуниением надувалась сжатым газом и должна была предохранить станцию от удара и при скальном и при песчаном грунте. Подпрыгнув несколько раз, надутая оболочка остановилась и распалась на две части, которые были отброшены через 4 мин , и станция оказалась на грунте [3.13]. Прилуние

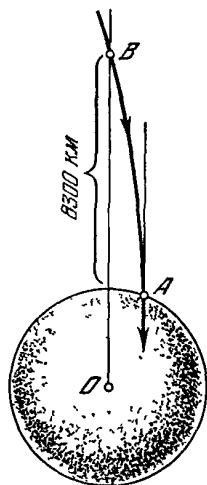


Рис. 78. Способ ориентации оси тормозного двигателя по вектору скорости соударения с Луной.

произошло 3 февраля 1966 г. в 21 ч. 45 мин 30 с в небольшом углублении в районе Океана Бурь. После посадки раскрылись 4 передающих лепестковых антенны, одновременно стабилизировавших станцию на поверхности, и 4 принимающих штыревых антенны.

Аналогичным путем была совершена посадка на Луну 24 декабря 1966 г. автоматической станции «Луна-13» (рис. 79). При этом помимо антенн были развернуты также механизмы для выноса приборов.

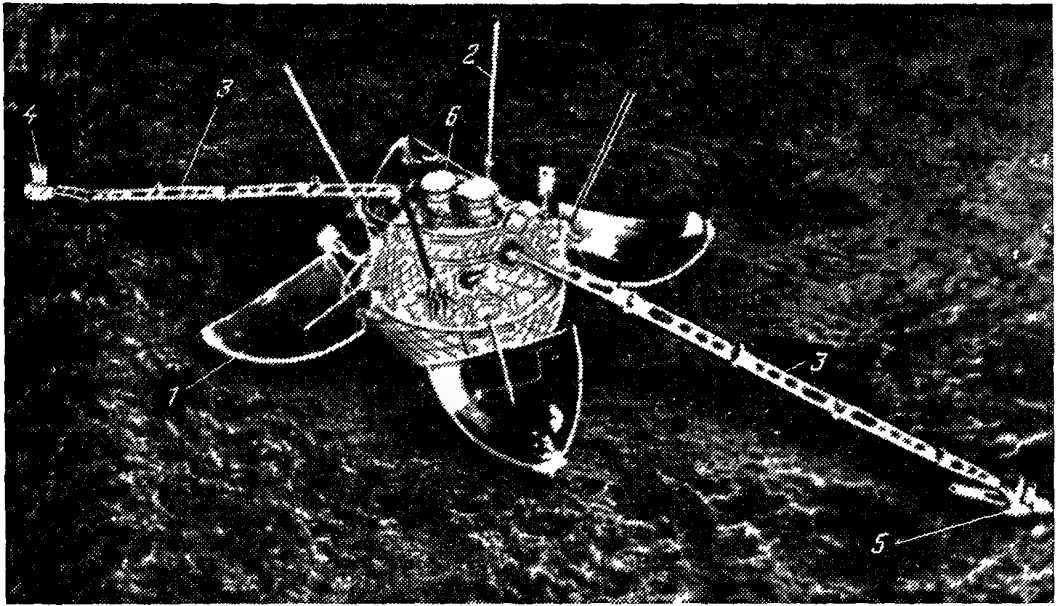


Рис 79. Автоматическая станция «Луна-13»: 1 — лепестковые антенны, 2 — штыревые антенны, 3 — механизмы выноса приборов, 4 — механический грунтомер, 5 — радиационный плотномер, 6 — телевизионная камера

Другим примером программы мягкой посадки может служить программа, которая использовалась при полетах американских космических аппаратов серии «Сервейер» (рис. 80). Масса аппарата «Сервейер» равнялась 950 кг, причем две трети ее приходилось на тормозную двигательную установку. Аппараты выводились на траектории полета к Луне с помощью ракет-носителей типа «Атлас — Центавр». Через три дня полета на расстоянии 1600 км от поверхности Луны двигатели системы ориентации разворачивали аппарат таким образом, чтобы тяга тормозного двигателя была направлена прямо противоположно скорости. Одновременно включалась телекамера, передававшая на Землю каждые 3 с одно изображение участка лунной поверхности. Камера позволяла установить место посадки с точностью порядка 1,6 км. На высоте 83 км, когда скорость аппарата равнялась 2,62 км/с, включался тормозной двигатель, работа которого прекращалась на высоте 8500 м (± 2700 м) при скорости 122 м/с (± 38 м/с). Включались верньерные двигатели,

а основной тормозной двигатель сбрасывался. Верньерные двигатели постепенно переводили движение аппарата на вертикаль, уменьшали скорость до 1,5 м/с на высоте 12 м и поддерживали ее постоянной (реактивное ускорение в точности равнялось ускорению лунного притяжения $1,62 \text{ м/с}^2$) до высоты 4 м, после чего выключались. Аппарат падал на поверхность, отклоняясь от вертикали не более чем на 5° , со скоростью от 3 до 5 м/с. Удар смягчался тремя костылями-амортизаторами. Вся операция посадки продолжалась 2 мин. В момент посадки масса аппарата составляла примерно 270 кг, из которых на научную аппаратуру приходилось 68 кг.

Рассмотренные нами программы мягкой посадки на Луну соответствуют случаю так называемой *прямой посадки*, т. е. посадки, не сопровождающейся предварительным выходом на орбиту спутника Луны.

Посадки с окололунной орбиты будут рассмотрены в § 5 гл. 10 и § 5 гл. 12. Они, в частности, необходимы для достижения тех областей Луны, которые недоступны при прямой посадке.

§ 8. Научное значение автоматических лунных станций

Даже аппараты, обреченные на неизбежное разрушение при ударе о лунную поверхность, которые запускались на начальном этапе исследования Луны, принесли богатую научную информацию. Уже полет в сентябре 1959 г. советской станции «Луна-2», упавшей в Море Дождей, позволил установить, что Луна не обладает сколь угодно значительным магнитным полем и не окружена зонами радиации. Американские ударные зонды «Рейнджер-7, -8, -9», запущенные на Луну в 1964—1965 гг. и снабжавшиеся телеви-

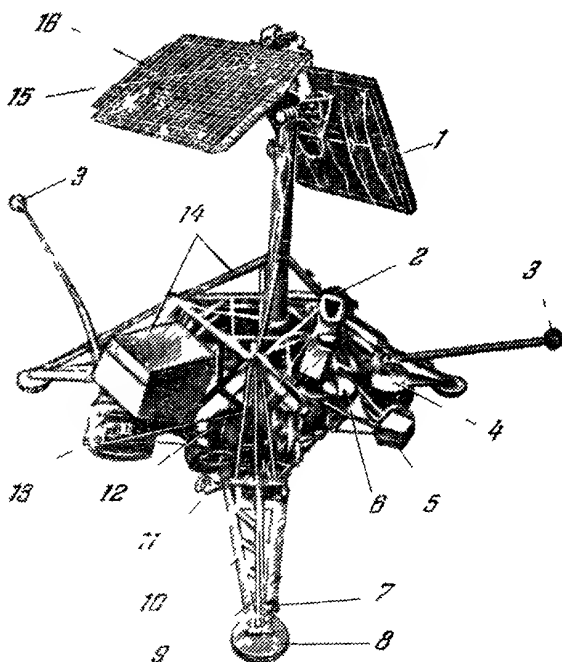


Рис. 80. Американская автоматическая станция «Сервейер-1» 1 — остронаправленная антенна, 2 — телекамера с установленным перед ней зеркалом, 3 — всенаправленная антенна, 4 — емкость для сжатого гелия, 5 — аккумуляторная батарея, 6 — емкость для азота, 7 — двигатель системы ориентации, 8 — пята посадочной ноги, 9 — демпфирующая конструкция, 10 — посадочная нога, 11 — верньерный двигатель, 12 — емкость для жидкого горючего, 13 — антенна радара, 14 — корпус блоков электронного оборудования, 15 — солнечный датчик, 16 — солнечная панель.

зионной аппаратурой, передали на Землю больше тысячи высококачественных фотографий отдельных участков лунной поверхности в местах падений (соответственно в Море Облаков, в Море Спокойствия и в кратере Альфонс). Фотографирование производилось в последние 17 мин полета с высоты от 1800 км до 300 м, причем на фотографиях были различимы детали лунной поверхности размером менее метра. Регистрация с помощью радиовысотомера быстроты падения ударного зонда на Луну позволяла уточнять массу Луны, а информация, полученная в момент удара, могла в принципе дать сведения о структуре поверхностного слоя.

Гораздо больше информации дали мягкие посадки на Луну. Советские станции «Луна-9, -13» и американские станции «Сервейер-1, -3, -5, -6, -7», обладавшие возможностью кругового телевизионного обзора, передали на Землю десятки тысяч фотографий, на которых видны различные образования в непосредственной близости от мест посадки, более удаленные холмы и горы, а также Земля на небе Луны. Помимо того, станции сообщили ценнейшие сведения о механических параметрах поверхностного слоя лунного грунта (сцепление, внутреннее трение, несущая способность и т. д.), его структуре, толщине, плотности и химическом составе. Были получены также данные о свойствах грунта на некоторой глубине с помощью специальных копательных устройств. Была доказана пригодность грунта, по крайней мере во многих местах, для посадки космических кораблей с людьми. С помощью аппаратов «Сервейер» проводились также эксперименты по лазерной связи. Производились перемещения аппаратов «Сервейер» («прыжки») с помощью бортового ракетного двигателя.

Особенно эффективны исследования Луны с помощью передвижных автоматических аппаратов. Принципиальная трудность управления с Земли, которая при этом возникает, заключается в запаздывании радиосигналов, поступающих на аппарат с Земли. При большой скорости передвижения, когда ситуация на Луне быстро изменяется, это обстоятельство делается немаловажным. Становятся необходимыми периодические остановки (для обзора ландшафта) и ограничение скорости.

10 ноября 1970 г. стартовала с помощью ракеты-носителя «Протон» и 17 ноября совершила мягкую посадку на Луне в районе Моря Дождей после маневрирования на окололунных орбитах советская автоматическая станция «Луна-17» (рис. 81). С ее посадочной ступени на поверхность Луны по специальному трапу сошел самодвижущийся восьмиколесный экипаж «Луноход-1». Лишь 4 октября 1971 г. прекратилось из-за выработки ресурсов радиоизотопного источника тепла функционирование аппарата, прерывавшееся в течение $10\frac{1}{2}$ месяца только во время лунной ночи и при высоком положении Солнца над горизонтом, когда телепанорамы теряли контрастность. Было пройдено расстояние 10 540 м по

сильно пересеченной местности, детально исследована поверхность 80 000 м², получено более 200 панорам, свыше 20 000 снимков. В 500 пунктах трассы аппарата изучались физико-механические свойства грунта, в 25 точках проведен его химический анализ.

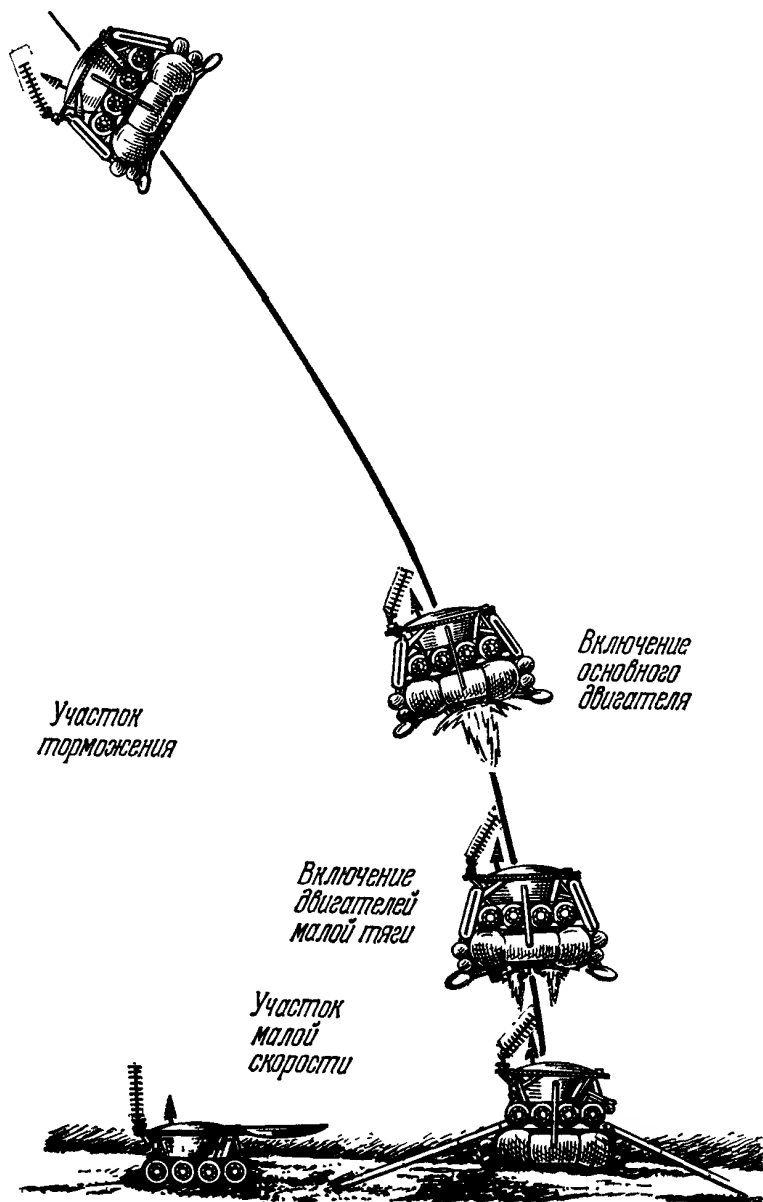


Рис. 81. Посадка станции с аппаратом «Луноход».

Проведено длительное и планомерное изучение космического рентгеновского излучения и радиационных свойств поверхности. После прекращения активной жизни «Лунохода-1» проводилась лазерная локация с Земли французского уголкового отражателя, установленного на Луне. Такая локация, по существу, означает использование Луны в качестве геодезического спутника.

16 января 1973 г. в 01 ч 35 мин станция «Луна-21», стартовавшая с Земли 8 января, совершила посадку на восточной окраине Моря Ясности, внутри полузатопленного кратера Лемонье, и доставила на поверхность Луны передвижной аппарат «Луноход-2». Конструкция аппарата отличалась от конструкции «Лунохода-1» незначительной модернизацией (в частности, добавлением выносной высоко расположенной телекамеры). В числе исследований, проводившихся аппаратурой «Лунохода-2» в неподвижном его состоянии, были магнитные измерения с целью установления связи магнитного поля Луны с изменениями межпланетного магнитного поля и магнитного шлейфа Земли, измерявшимися одновременно спутником «Прогноз-3». Благодаря навыкам, приобретенным наземным «экипажем» аппарата, и улучшению обзора средняя скорость «Лунохода-2» значительно превысила скорость перемещения «Лунохода-1». К моменту окончания работы «Лунохода-2», продолжавшейся 5 лунных дней, аппарат преодолел 37 км, передвигаясь в условиях сложного рельефа.

В главе 11 мы рассмотрим проблемы возвращения на Землю автоматических лунных станций.

Глава 9

ПРОЛЕТНЫЕ ОПЕРАЦИИ

§ 1. Пролетная траектория

До сих пор нас интересовали лишь такие траектории сближения с Луной, которые приводили к достижению поверхности Луны. Но для космонавтики огромный интерес представляют и такие траектории, по которым космический аппарат пролетает мимо Луны на том или ином расстоянии, испытав силу ее притяжения. Эти траектории вовсе не обязательно являются результатом «промаха» при «стрельбе» по Луне, а в большинстве случаев непосредственно удовлетворяют нуждам научных исследований или служат для осуществления сложных задач космонавтики.

Рассмотрим построение пролетной траектории на конкретном примере [3.1].

В некоторый момент, когда Луна находится в точке L_0 (рис. 82, а), с Земли стартует космический аппарат, получив на высоте 200 км почти горизонтальную начальную скорость, на 0,092356 км/с меньшую местной параболической скорости (что всего лишь на 0,5 м/с превышает начальную скорость, соответствующую полуэллиптической траектории). Через 2,9 сут полета аппарат, двигаясь по эллипсу, достигает в точке A_1 границу сферы действия Луны, движущейся ему наперерез (Луна находится в этот момент в точке L_1). Если бы Луна была неподвижна, то наш аппарат пролетел бы через окраину сферы действия, едва испытав на себе притяжение Луны. Но, поскольку Луна движется, селеноцентрическая скорость оказывается направленной в глубь сферы действия. Ее направление может быть найдено с помощью треугольника скоростей (рис. 82, б), в котором «абсолютная», геоцентрическая, входная скорость $V_{вх}$ (она задана по величине и направлению и равна примерно 0,6 км/с) представляет собой векторную сумму «относительной», селеноцентрической, входной скорости $v_{вх}$ и «переносной» скорости Луны V_L (она равна 1,02 км/с и известна по направлению).

Зная величину и направление входной селеноцентрической скорости, мы можем теперь построить (рис. 82, в) селеноцентрическую траекторию внутри сферы действия, совершенно забыв

(в соответствии с приближенной методикой) о притяжении Земли. Как мы знаем (§ 7 гл. 8), селеноцентрическая траектория будет обязательно представлять собой гиперболу. Поскольку в нашем случае прицельная дальность достаточно велика, вершина гиперболы оказывается над поверхностью Луны, встреча с Луной не

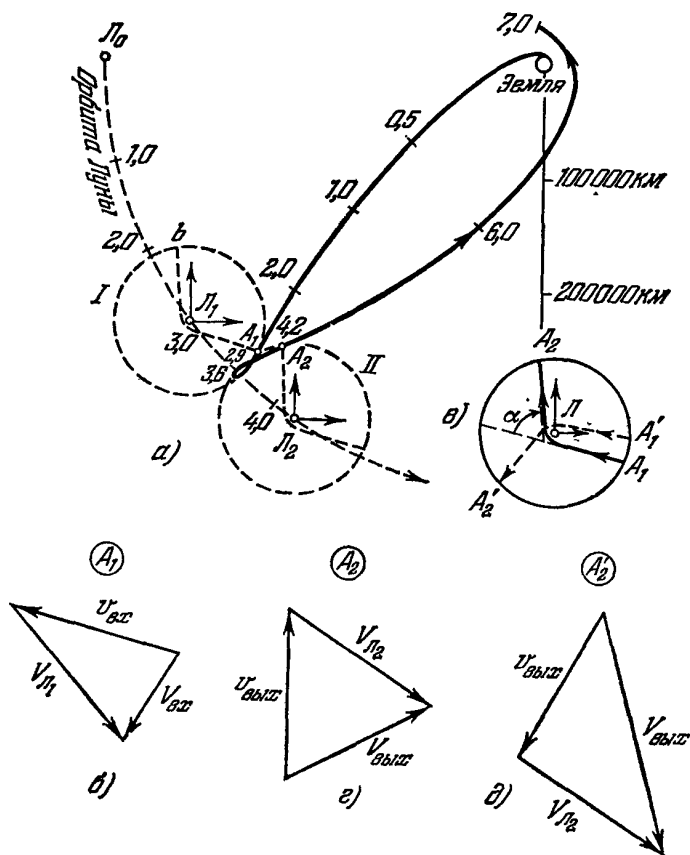


Рис. 82. Пример построения пролетной траектории [3.1]: а) геоцентрическая траектория; б) треугольник скоростей в точке A_1 входа в сферу действия; в) селеноцентрическая траектория; г) треугольник скоростей в точке A_2 выхода, д) треугольник скоростей в точке A'_2 выхода.

происходит и по истечении 4,2 сут с момента старта космический аппарат снова выходит к границе сферы действия в точке A_2 (рис. 82, в).

В силу симметричности движения по гиперболе выходная селеноцентрическая скорость $v_{\text{вых}}$ равна по величине входной $v_{\text{вх}}$, но повернута относительно нее на некоторый угол α . Концы ветвей гиперболической траектории настолько распрямлены, что векторы входной и выходной селеноцентрических скоростей можно считать совпадающими с асимптотами гиперболы (они показаны на рис. 82, в). Поэтому угол α равен углу, образованному асимптотами.

Угол поворота α является важной характеристикой того влияния, которое притяжение Луны оказывает на пролетную траекторию. Он тем больше, чем меньше прицельная дальность и чем меньше входная селеноцентрическая скорость. Максимальное его значение соответствует пролету в непосредственной близости от лунной поверхности при минимальной входной селеноцентрической скорости (около 0,8 км/с) и составляет около 120° .

Вернемся, однако, к нашему примеру. Нетрудно найти ту точку A_2 геоцентрического пространства (рис. 82, а), в которой окажется космический аппарат при выходе из сферы действия. Для этого достаточно переместить сферу действия вместе с Луной в положение, соответствующее моменту 4,2 сут, так, чтобы оси системы отсчета при этом сохранили свое направление.

Представляет интерес выяснить форму геоцентрического движения между точками A_1 и A_2 . Начертим селеноцентрическую гиперболу на листке бумаги и наложим его на чертеж, изображающий геоцентрическое движение. Если теперь иголкой в разные моменты времени протыкать оба листа бумаги в точках местонахождения космического аппарата, не забывая при этом перемещать наложенный лист вместе с Луной, то проткнутые места на нижнем листе обозначат искомый участок геоцентрической траектории. Этот участок окажется в данном случае петлей типа «восьмерки», характерной для *облета Луны*.

Далее приступим к построению геоцентрической траектории после выхода из сферы действия Луны. Для этого сначала с помощью треугольника скоростей (рис. 82, г) найдем вектор выходной геоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ в точке A_2 . При этом учтем, что скорость Луны V_L за время пролета внутри сферы действия повернулась на некоторый угол (вектор скорости Луны за сутки поворачивается на $360^\circ : 27,3 = 13,2^\circ$). Геоцентрическая скорость выхода оказалась эллиптической и не направленной к центру Земли. Поэтому траектория последующего геоцентрического движения будет представлять собой эллиптическую орбиту спутника Земли.

В случае, если бы выходная геоцентрическая скорость оказалась равной местной (в точке A_2) параболической (относительно Земли) или превысила ее, космический аппарат покинул бы сферу действия Земли.

Заметим, что движение космического аппарата после выхода из сферы действия Луны оказалось бы совершенно иным, если бы вход в сферу действия произошел не слева, а справа от Луны в точке A'_1 . Теперь бы аппарат обогнул Луну в направлении против часовой стрелки (пунктир на рис. 82, в). Выход к границе сферы действия произошел бы в точке A'_2 , за орбитой Луны, причем, как показывает треугольник скоростей (рис. 82, д), выходная геоцентрическая скорость оказалась бы гиперболической. Между

тем вход в сферу действия в точке A_1' был бы вполне возможен даже при небольших ошибках в начальных условиях ¹⁾.

Представляет интерес рассмотреть движение космического аппарата еще в одной, специфической, системе отсчета, а именно в системе отсчета, связанной с линией Земля — Луна и вращающейся вместе с ней. Эта система не является чем-то искусственным, а полностью соответствует точке зрения наблюдателя, нахо-

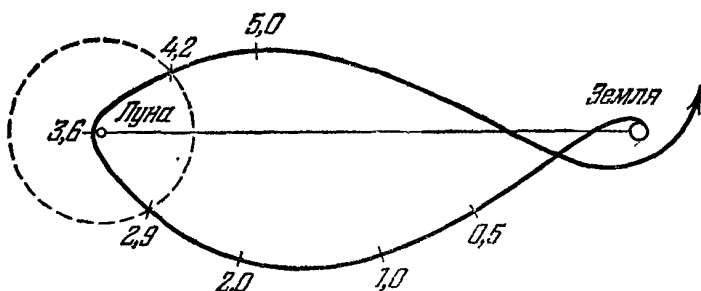


Рис. 83. Пролетная траектория, показанная на рис. 82, в системе отсчета, вращающейся вместе с линией Земля — Луна [3.11].

дящегося на поверхности Луны. В самом деле, поскольку Луна повернута к Земле одной своей стороной, ее можно считать как бы жестко посаженной на ось Земля — Луна ²⁾.

Лунный наблюдатель увидит сначала космический аппарат слева от Земли, но очень скоро аппарат пересечет линию Земля — Луна (пройдет по диску Земли, если лунный наблюдатель видит Землю в зените) и перейдет направо. Зная расстояние до космического аппарата, наблюдатель сможет начертить его путь. Получится траектория, изображенная на рис. 83.

Обратим внимание на то, что участок этой траектории внутри сферы действия Луны заметно похож на селеноцентрическую траекторию (рис. 82, в). Это объясняется тем, что хотя наша новая система отсчета, в отличие от селеноцентрической, и вращается, но вращение это очень медленное ($13,2^\circ$ в сутки). Удобство рассмотрения движения во вращающейся системе отсчета станет особенно ясным далее.

Интересно, что не в любую точку сферы действия Луны при полете с Земли может войти космический аппарат. Значительная часть тыльной половины сферы действия представляет собой запретную зону. Это объясняется самим фактом орбитального движения Луны. Если траектория полета к Луне близка к траектории минимальной скорости, то апогей ее находится вблизи орбиты Луны и космический аппарат, двигаясь со скоростью порядка

¹⁾ Пунктирная траектория на рис. 82, в построена в предположении, что вектор входной селеноцентрической скорости остался прежним.

²⁾ Фактически все же Луна совершает незначительные вращательные колебания (либрации) относительно направления на Землю, не превышающие 7° .

0,2 км/с, просто не может нагнать сферу действия, убегающую от него со скоростью 1 км/с. Если апогей эллиптической траектории находится далеко за орбитой Луны, то подход к орбите Луны совершается круто с геоцентрической скоростью менее 1,4 км/с. Расстояние порядка радиуса сферы действия проходится космическим аппаратом слишком медленно, чтобы он мог нагнать сферу действия Луны, движущуюся ему наперерез. В частности, это касается и «баскетбольного» запуска. Однако при очень больших гиперболических скоростях отлета с Земли нижняя часть тыльной половины сферы действия оказывается доступной для входа. Это видно из того, что при бесконечно большой начальной скорости заведомо доступна любая точка нижней половины сферы действия, точнее, той ее части (несколько меньшей половины), которая ограничена линией (окружностью), где прямолинейные траектории, ведущие с Земли, касаются сферы действия. (При бесконечно больших скоростях траектории прямолинейны.) Однако верхняя часть тыльной половины сферы действия Луны недоступна для входа всегда.

Наконец, отметим, что пространственная пролетная траектория строится описанным же методом, но, конечно, расчет ее оказывается более трудоемким.

§ 2. Сближение с возвращением к Земле

Ввиду разнообразия траекторий полета к Луне и, что не менее важно, условий входа в сферу действия Луны существует огромное разнообразие пролетных траекторий. Они, однако, могут быть классифицированы как формально, так и с точки зрения практического использования. Будем придерживаться в основном одной из возможных классификаций плоских траекторий [3.1], достоинство которой в ее полноте.

Будем называть *сближением с возвращением* такой полет, при котором космический аппарат, выйдя из сферы действия Луны, возвращается в ближайшую окрестность Земли. Примером может служить полет, показанный на рис. 82 и 83. Несколько расплывчатое понятие «ближайшей окрестности Земли» мы сейчас не будем уточнять, а вместо этого введем понятие *номинальной траектории сближения с возвращением*, подразумевая под ней траекторию, возвращающуюся в центр Земли. Очевидно, для осуществления такой траектории нужно, чтобы геоцентрическая выходная скорость была или равна нулю, или направлена прямо на центр Земли, или, хотя и направлена прямо от Земли, но не превышала бы местную параболическую скорость. Тогда геоцентрическая траектория после выхода из сферы действия будет радиальной прямой.

Если космический аппарат пролетает над обратной стороной Луны так, что траектория во вращающейся системе отсчета охва-

тывает Луну, то такой случай называют *облетом Луны*. Примером может служить все та же траектория на рис. 82 и 83. Может быть и так, что хотя с борта космического аппарата и будет видна часть обратной стороны Луны, аппарат не обогнет ее всю и траектория во вращающейся системе отсчета не охватит Луну. В этом случае траекторию сближения с возвращением называют *долетной* [3.1].

Строгое различие между облетной и долетной траекториями теряется, когда речь идет о пространственном сближении с возвращением. В этом случае говорят просто об *облете Луны*.

На рис. 84 показаны классы плоских номинальных облетных траекторий, а на рис. 85 — долетных траекторий [3.1]. Верхние траектории соответствуют тесному сближению с Луной, а нижние — слабому. На чертежах одновременно указаны траектории и в геоцентрической, и во вращающейся системах отсчета. Сейчас мы увидим, насколько удобны последние для анализа происходящего.

Прежде всего мы видим, что все облеты Луны происходят в направлении вращения стрелки часов (кстати, в таком же направлении совершается обход Луны и в селеноцентрическом движении по гиперболе). Облет в направлении, обратном вращению стрелки часов, т. е. в том же направлении, как и движение Луны вокруг Земли, невозможен по той же причине, по которой запрещен вход в тыльную часть сферы действия Луны (см. выше).

Не следует думать, что точки максимального удаления от Земли на рис. 84, *в*, *г* соответствуют моментам прохода над центром невидимой стороны Луны. Траектории во вращающейся системе отсчета показывают, что это не так.

Траектория на рис. 85, *в* не является облетной, на что ясно указывает ее вид во вращающейся системе отсчета. С другой стороны, траектория на рис. 86 [3.14] является облетной, но Луна огибается не против часовой стрелки, как может показаться, а по часовой стрелке. Это можно заметить, сопоставив числовые отметки на орбите Луны и на траектории космического аппарата: сначала аппарат находится левее Луны (если смотреть со стороны Земли), потом позади нее, затем справа. Обратим внимание на то, что и в этом случае роль Луны сводится к спрямлению траектории и приближению ее к Земле, хотя траектория и не является номинальной. Облет получается дальний, и поэтому «восьмерка» вокруг Луны не описывается. Продолжительность полета по номинальным траекториям сближения с возвращением различна. Меньше всего времени для полета требуют облетные траектории, дающие тесное сближение (рис. 84, *а*, *б*): 5—10 сут. Дольше всего (15—20 сут) должны продолжаться полеты по долетным траекториям с тесным сближением (рис. 85, *а*, *б*).

Облет Луны с тесным сближением (рис. 84, *а*, *б*) был бы теоретически возможен даже при очень больших скоростях, но

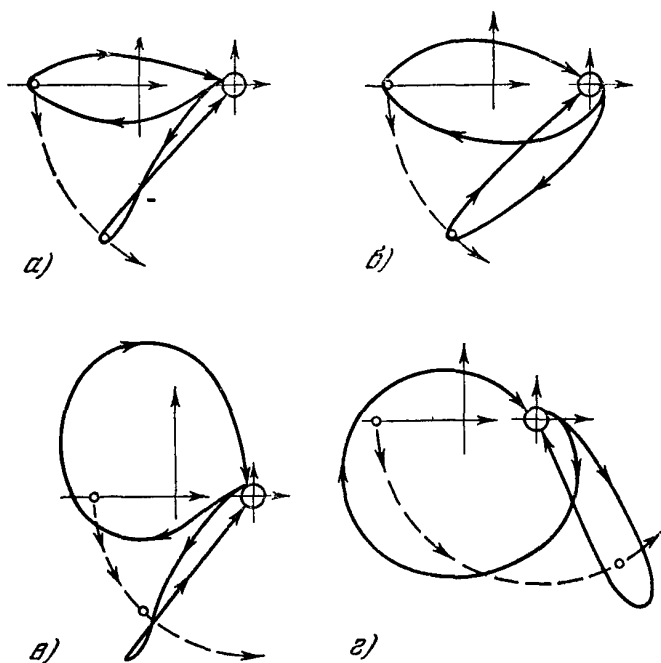


Рис. 84. Классы номинальных облетных траекторий [3.1] Отмеченное положение Луны в геоцентрической системе координат соответствует моменту максимального сближения.

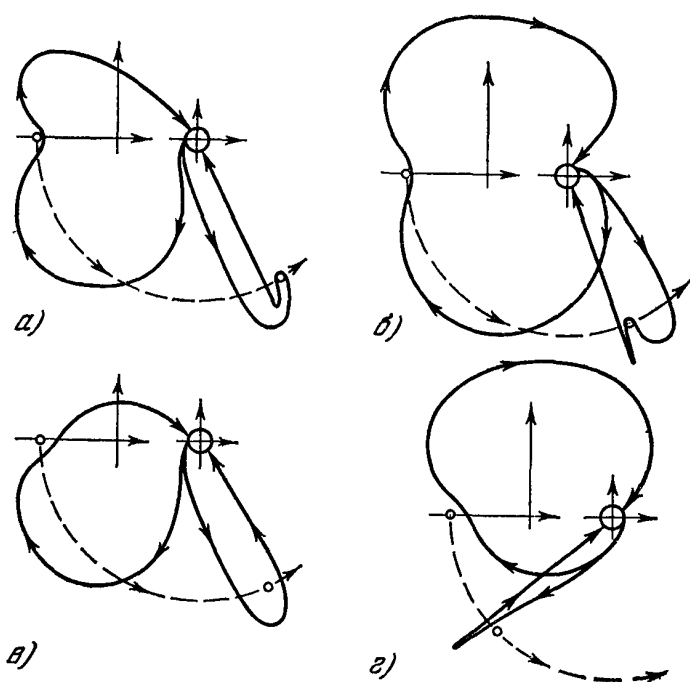


Рис. 85. Классы номинальных долетных траекторий [3.1].

На практике представляют большой интерес не номинальные траектории возвращения, проходящие через центр Земли, а специальные траектории (рис. 87), проходящие от центра Земли на расстоянии, примерно на 100 км превышающем радиус Земли, т. е. траектории *пологого входа в атмосферу* (условная высота атмосферы обычно принимается за 100 км). Они позволяют, как мы увидим в § 3 гл. 11, вернуть на Землю облетевший Луну космический аппарат. Однако эти траектории, к сожалению, особенно чувствительны к начальным ошибкам. Например, для случая облета Луны с пологим входом в атмосферу, когда горизонтальная начальная скорость на $83,77$ м/с меньше параболической, полет продолжается $9\frac{1}{2}$ сут и минимальное расстояние от центра Луны составляет $27\,000$ км, увеличение начальной скорости всего лишь на $0,2$ м/с изменяет высоту входа в атмосферу на 160 км. При ошибке в угле возвышения вектора начальной скорости на треть градуса высота изменится на 100 км. Более тесное сближение с Луной оказывается чреватым еще большей чувствительностью траектории к ошибкам.

До сих пор мы рассматривали плоскую задачу о сближении с возвращением. Подобного рода полеты, однако, неосуществимы с территории Советского Союза. Первым реально осуществленным облетом Луны был полет советской автоматической станции «Луна-3» в октябре 1959 г. с целью фотографирования обратной стороны Луны.

Станция «Луна-3» стартовала 4 октября 1959 г. с эллиптической начальной скоростью ($2\frac{1}{2}$ -суточный полет). Если бы на пути станции не оказалась сфера действия Луны, то «Луна-3» испытала бы столь сильные солнечные возмущения вблизи апогея своей траектории, находившегося около границы сферы действия Земли, что, возможно, сразу стала бы искусственной планетой. Если бы она и завершила первый оборот, то погибла бы, войдя в атмосферу над южным полушарием Земли.

Но «Луна-3» вошла в сферу действия Луны. Пройдя 6 октября в 17 ч 16 мин южнее Луны на минимальном расстоянии от ее центра (7900 км), она обогнула Луну и оказалась над обратной ее стороной. Удаляясь от Луны, станция в 6—7 ч московского времени

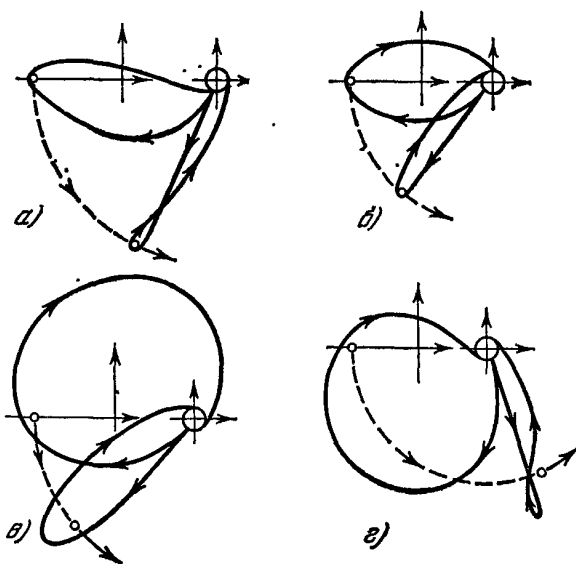


Рис. 87. Классы траекторий плоского облета Луны с пологим входом в атмосферу [3.1].

7 октября вышла из сферы действия Луны с эллиптической геоцентрической скоростью и превратилась в искусственный спутник Земли. Орбита этого спутника была расположена в плоскости, примерно перпендикулярной к плоскости орбиты Луны, апогей находился на расстоянии 480 000 км от центра Земли, а перигей — на расстоянии 47 500 км от центра Земли. Период обращения составлял около 15 сут. «Луна-3» прошла апогей со скоростью 0,4 км/с и через 7 сут, 19 октября в 19 ч 30 мин, впервые пришла в перигей со скоростью 3,91 км/с. «Подведем итоги» на этот момент.

Притяжение Луны примерно в полтора раза приблизило апогей первоначальной эллиптической орбиты к Земле и сильно удалило перигей от Земли (перигей первоначальной орбиты был расположен под земной поверхностью). Тем самым притяжение Луны не позволило станции погибнуть на первом же обороте. Кроме того, оно перевело движение в другую плоскость и так изменило направление обращения вокруг Земли, что «Луна-3» возвратилась к Земле с севера, а не с юга. Это обеспечило чрезвычайно благоприятные условия радиосвязи со станцией с территории Советского Союза [3.4].

Лунные и солнечные возмущения в дальнейшем привели к серьезным изменениям спутниковой орбиты станции «Луна-3», о чем уже говорилось в § 5 гл. 4.

Осуществленный облет Луны является классическим примером успешного *пертурбационного маневра*, т. е. маневра по изменению для каких-либо целей траектории полета, совершаемого не с помощью ракетных двигателей, а с использованием поля тяготения небесного тела. Обычно пертурбационные маневры требуют особенно точного выведения космического аппарата на траекторию пассивного полета. В частности, полет станции «Луна-3» требовал большей точности начальных данных, чем полет станции «Луна-2», попавшей в Луну в сентябре 1959 г.

§ 3. Периодический облет Луны

Мы сейчас обратимся к особому виду траекториям облета Луны, имеющим скорее теоретическое, нежели практическое значение, но отличающимся своеобразным изяществом.

Отметим прежде всего траектории *симметричного облета*. Такие траектории в геоцентрических координатах состоят из двух половин, являющихся зеркальным отражением друг друга. Это означает, что после выхода из сферы действия Луны космический аппарат движется как бы по продолжению той траектории, по которой он достиг сферы действия, но это продолжение повернуто на некоторый угол, т. е. обе части траектории являются частями одинаковых по форме, но по-разному расположенных кеплеровых орбит. Пройдя вторую часть своей симметрич-

ной траектории и обогнув Землю (если не задета атмосфера), космический аппарат вновь восстановит свои начальные условия, но в другой точке пространства. Дальше он будет двигаться по продолжению второй части облетной траектории. Это продолжение не будет по форме отличаться от первой части облетной траектории, но будет иначе расположено и приведет космический аппарат в новый район орбиты Луны.

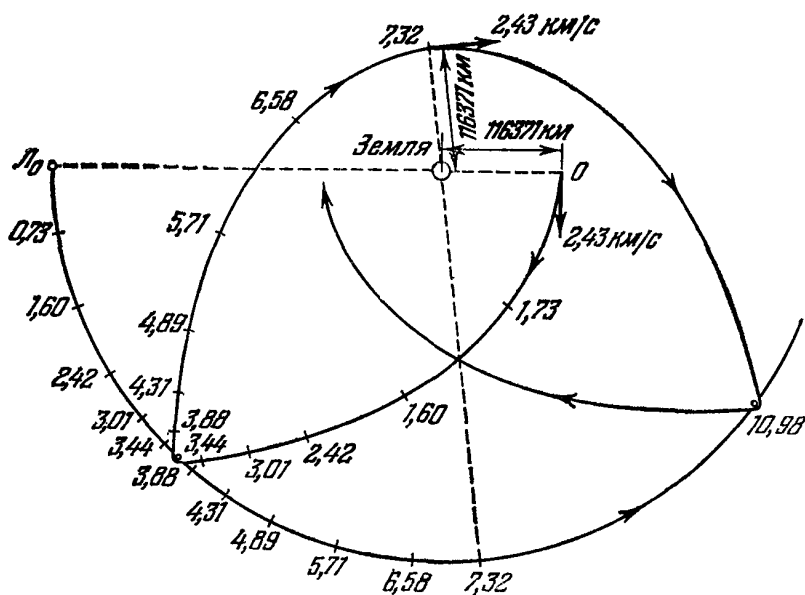


Рис. 88. Периодический облет Луны.

Представим теперь, что, придя в этот новый район, космический аппарат встретит там Луну при таких же точно условиях, как первый раз. Тогда снова повторится симметричный облет, и после того, как будет обогнута Земля, вновь, уже третий раз, произойдет встреча с Луной... Мы получим траекторию *периодического облета Луны*.

Пример подобной траектории мы видим на рис. 88 ¹⁾. Получив на высоте 110 000 км над поверхностью Земли горизонтальную начальную гиперболическую скорость 2,43 км/с, космический аппарат через 3,66 сут окажется над центром обратной стороны Луны на расстоянии 2000 км от центра Луны. Лунное тяготение отбросит его затем к Земле по симметричной ветви гиперболы, и по истечении 7,32 сут после старта восстановятся начальные условия. Следующая встреча с Луной произойдет опять через 3,66 сут, т. е. через 10,98 сут после старта, и так далее.

¹⁾ Траектория на рис. 88 воспроизводит траекторию из работы [3.1], представляя собой ее изображение в геоцентрической системе координат. Геоцентрическая начальная скорость 2,43 км/с соответствует начальной скорости 2,74 км/с в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна.

Начальная скорость на высоте 110 000 км не есть нечто экзотическое, если вспомнить, по каким орбитам движутся некоторые геофизические спутники (§ 2 гл. 6). Ближе, чем на расстоянии 94 800 км от центра Земли, скорость и не может сообщаться, если мы хотим, чтобы космический аппарат периодически облетал Луну (чтобы траектории не проходили внутри Луны).

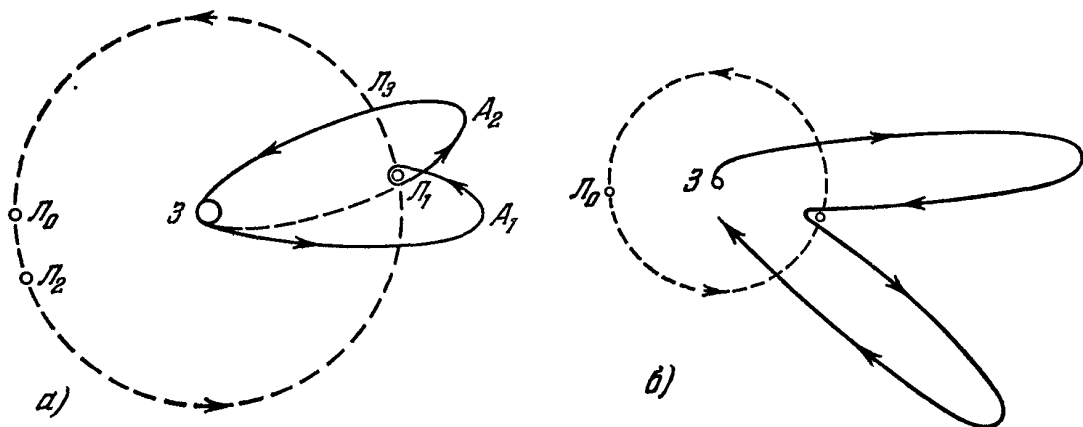


Рис 89. Периодические долетные траектории.

Несколько менее наглядными, но не менее изящными оказываются *периодические долетные траектории*. На рис. 89, а показана одна из них. В момент, когда Луна находится в точке L_0 , космический аппарат, получив эллиптическую горизонтальную скорость, начинает движение по траектории с апогеем A_1 , лежащим за орбитой Луны. Оставив позади место пересечения орбиты Луны и не встретив там Луну (она еще туда не дошла), он минует затем свой апогей A_1 и, возвращаясь к Земле, вновь подходит к орбите Луны. С момента отлета с Земли прошло немного более полу-месяца. За это время Луна подошла к точке L_1 , и аппарат попадает в сферу действия Луны. Описав под действием притяжения Луны петлю вокруг нее, аппарат выходит из сферы действия Луны «наружу» по отношению к орбите Луны с эллиптической геоцентрической скоростью и начинает движение по новой эллиптической орбите. Эта орбита отличается от предыдущей только положением большой оси в пространстве. Пройдя апогей A_2 , аппарат вновь направляется к Земле. На этот раз, пересекая орбиту Луны, он уже не находит там Луну, которая ушла за это время далеко вперед, и беспрепятственно продолжает свой путь к Земле. Через полмесяца с лишним после встречи с Луной, когда сама Луна уже оказалась в точке L_2 , аппарат снова проходит вблизи Земли. Это происходит через месяц с лишним после его отлета с Земли. Хотя траектория аппарата не замыкается, но он проходит над поверхностью Земли в точности на той же высоте и имеет ту же по величине горизонтальную скорость, что и в начальный момент. Поэтому его новый эллиптический путь, показанный пунктиром,

отличается от первоначального только положением большой оси. На этом, по существу, можно было бы кончить описание дальнейшего движения аппарата, но все же проследим его хотя бы до новой встречи с Луной. По пунктирной линии аппарат доходит до орбиты Луны. Здесь полмесяца с лишним назад он встретил Луну, но сейчас она еще сюда не дошла. Поэтому аппарат может беспрепятственно продолжать свое движение к апогею. Мы, однако, не можем отметить путь аппарата дальше пунктиром, потому что он ляжет целиком на уже пройденную траекторию. Пройдя свой прежний

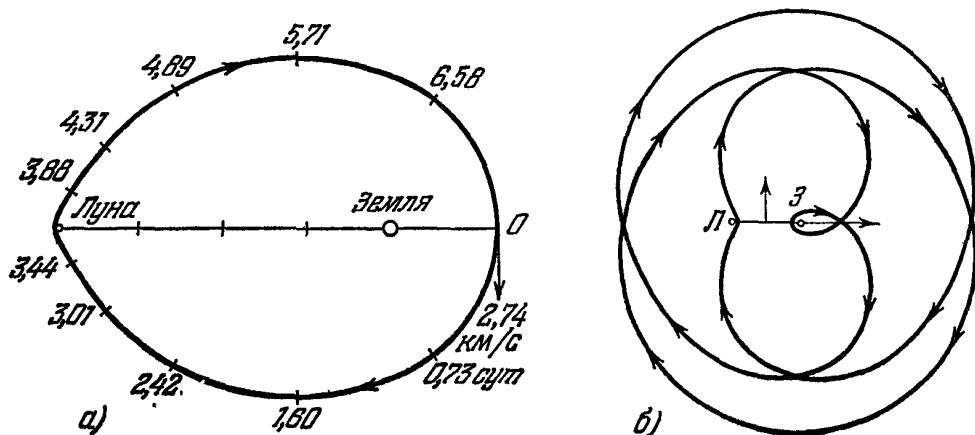


Рис. 90 Траектории периодического сближения с возвращением во вращающейся системе координат. а) соответствующая рис. 88; б) соответствующая рис. 89, б.

апогей A_2 , аппарат вновь приблизится к орбите Луны, но теперь он опять встретит в этом месте (точка L_3) Луну, опишет петлю вокруг нее и т. д.

На рис. 89, б показана другая периодическая долетная траектория. При движении по ней от встречи аппарата с Луной до встречи с Землей проходит несколько менее полутора месяцев.

Иногда ошибочно указывают на эллиптические орбиты с периодом обращения, кратным сидерическому месяцу, как на траектории периодического облета Луны. При этом вовсе не учитывается притяжение Луны. Фактически же после облета Луны, как мы знаем, начальные условия (величина и направление скорости) если и повторяются, то в другой точке пространства. Поэтому после облета космический аппарат не может возобновить прежнее движение в геоцентрических координатах. Но, как можно сообразить, в случае периодического сближения с возвращением в системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна, возобновляется периодически не только вектор начальной скорости, но и начальная точка. Иными словами, в этой системе координат траектория периодического сближения с возвращением будет замкнутой.

Соответствующие траектории приведены на рис. 90.

А теперь укажем обстоятельства, которые делают периодическое сближение с возвращением, этот своеобразный «космический бильярд», практически нереальным. Во-первых, очевидно, что траектории периодического облета Луны должны быть плоскими. Эта трудность преодолима. Но, во-вторых, периодический облет возможен лишь теоретически в предположении, что орбита Луны — идеальная окружность. В-третьих, требуется невероятная точность начальных условий. Например, в случае траектории, изображенной на рис. 88 начальную скорость необходимо соблюдать с точностью до 1 мм/с. При ошибке 1 мм/с космический аппарат через несколько оборотов покинет сферу действия Земли. В-четвертых, мы не учли возмущений от Солнца...

§ 4. Разгонные траектории

Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Луны может быть меньше, равна или больше геоцентрической скорости входа. В последнем случае роль притяжения Луны сводится к до-

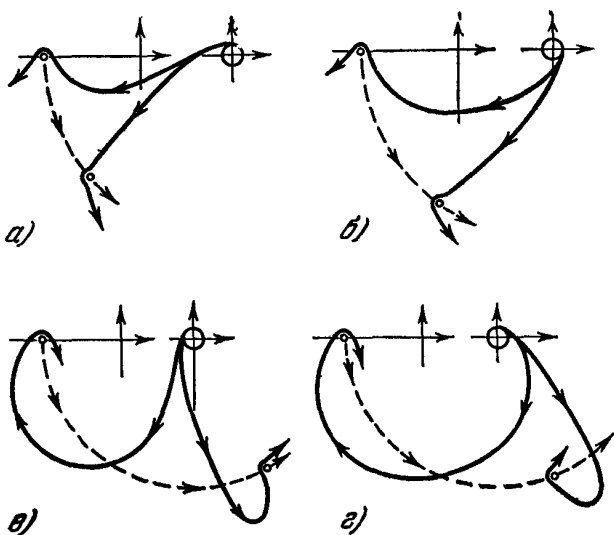


Рис. 91. Классы разгонных траекторий.

полнительному разгону космического аппарата, который в принципе позволяет сэкономить какое-то количество топлива ракеты-носителя, направляющей аппарат в межпланетный полет.

В точке, отстоящей от Земли на расстоянии, равном среднему расстоянию Луны, параболическая скорость, как уже говорилось, равна 1,4 км/с. Таково же должно быть значение геоцентрической скорости выхода из сферы действия Луны, которое обеспечивает

уход космического аппарата из области земного притяжения и выход на межпланетный простор.

На рис. 91 [3.1] показаны возможные типы траекторий, дающих максимальный разгон космического аппарата Луной. Участки траекторий до сближения с Луной сильно напоминают траектории попадания. Но теперь аппарат должен пролететь вблизи поверхности Луны и затем выйти из сферы действия Луны в направлении, близком к направлению движения Луны. При этом переносная скорость движения Луны «наилучшим» образом прибавится к относительной (селеноцентрической) скорости космического аппарата.

Сфера действия Луны как бы подхватит аппарат на подходе к орбите Луны, разгонит подобно праще, чтобы выбросить из сферы действия Земли. При этом чем меньше скорость отлета с Земли, тем больший разгон способна сообщить Луна. Объясняется это тем, что притяжение Луны слабее воздействует на быстрое движение, чем на медленное.

Максимальный разгон получается при скоростях отлета с Земли, близких к минимальным. Величина разгона, т. е. превышение геоцентрической скорости выхода из сферы действия Луны над геоцентрической скоростью входа, составляет примерно 1,5 км/с [3.1]. Один этот избыток уже превышает скорость освобождения от земного тяготения на орбите Луны. Следовательно, итоговая геоцентрическая скорость выхода и подавно будет гиперболической, т. е. аппарат заведомо покинет сферу действия Земли. Итак, послав с Земли космический аппарат с эллиптической скоростью, мы можем, используя вместо энергии топлива возмущающее воздействие поля тяготения Луны, совсем выбросить его из сферы действия Земли.

В течение месяца вектор скорости Луны принимает любое направление в плоскости лунной орбиты, что позволяет получить разгон в произвольном направлении. Однако максимальный разгон можно получить только в том случае, если аппарат пролетит очень близко от поверхности Луны. Но для этого нужно обеспечить слишком большую точность в соблюдении начальных условий: при ошибке 1 м/с расстояние траектории до Луны может уменьшиться на 100 км и вместо разгона аппарат врежется в Луну. Таким образом, если мы хотим сэкономить топливо, используя тяготение Луны, то должны пожертвовать каким-то его количеством для коррекции.

Но «стоит ли игра свеч»? Такой ли это большой выигрыш скорости — 1,5 км/с? Не следует забывать, что этот разгон получен в районе орбиты Луны. Между тем нам известно, что если при начальной скорости 11,09 км/с космический аппарат в случае горизонтального запуска приходит к орбите Луны со скоростью 0,2 км/с, то уже при параболической скорости 11,19 км/с он пересечет эту орбиту со скоростью 1,4 км/с. Расчет показывает, что разгон, составляющий 1,5 км/с, в районе орбиты Луны может быть получен (и гораздо проще!) увеличением скорости отлета с Земли на несколько десятков метров в секунду. Таким образом, вряд ли имеется практический смысл в разгоне космического аппарата Луной.

То же самое — и, пожалуй, в еще большей степени — относится и к использованию лунного притяжения для торможения космического корабля, возвращающегося из межпланетного перелета, хотя теоретически такая возможность существует: для этого могли бы служить траектории, аналогичные траекториям разгона,

но проходимые в обратном направлении — из бесконечности в район Луны и оттуда к Земле. При этом Луна могла бы уменьшить скорость космического корабля на 1,5 км/с (если бы корабль прошел очень близко от ее поверхности), но скорость падения на Землю уменьшилась бы только на несколько десятков метров в секунду. Ради такого ничтожного торможения вряд ли следует подвергать космонавтов риску столкнуться с Луной накануне возвращения на родную планету. Да и маловероятно, чтобы Луна в нужный момент оказалась на пути межпланетного корабля (то же, впрочем, относится к попыткам разгона Луной при отлете с Земли).

§ 5. Маневрирование на пролетных траекториях

Если на борту аппарата, пролетевшего сферу действия Луны, находится двигатель, то представляются дополнительные возможности для улучшения его траектории или для его перевода на совершенно новую орбиту. До сих пор мы такой возможности не учитывали; поэтому некоторые операции казались совершенно неосуществимыми на практике, хотя и красиво выглядели на бумаге. Между тем с помощью корректирующей двигательной установки могут быть выправлены траектории, требующие невероятно высокой точности осуществления начальных условий полета. В частности, не видно причин, почему бы, например, если это будет сочтено необходимым, не был осуществлен периодический облет Луны: коррекции могут компенсировать и начальные ошибки, и солнечные возмущения, и эллиптичность орбиты Луны. Ценой будет нарушение строгой симметрии траектории, но ведь симметрия — не самоцель.

Космические аппараты уже давно снабжаются корректирующими двигательными установками, которые доказали свою эффективность. Мы выше отмечали трудности специального облета Луны в плоском варианте. Между тем такой пространственный маневр уже неоднократно совершался во время полетов советских космических аппаратов «Зонд-5—8», облетавших в 1968—1970 гг. Луну и совершавших затем пологий вход в земную атмосферу. При этом траектория корректировалась как до, так и после облета Луны (об этих экспериментах см. подробности в § 3 гл. 11).

В § 3 гл. 5 мы говорили о выгоде «перехода через бесконечность» при запуске стационарного спутника с высоких широт (характерных для стартовых площадок Советского Союза). Нельзя ли использовать Луну в качестве средства, во-первых, убыстрения всей операции (вместо того, чтобы добираться до бесконечности, космический аппарат «по дороге» перехватывается Луной и поворачивается назад) и, во-вторых, экономии топлива на маневры при сходе с начальной орбиты и выходе на орбиту стационарного спутника? Точный расчет показывает, что можно.

На рис. 92 [3.15] показана траектория облета Луны в проекции на плоскость экватора Земли. Космический аппарат стартует с орбиты радиуса 6630 км и огибает Луну через 3,9 сут, когда она проходит экваториальную плоскость. После облета аппарат уже движется в экваториальной плоскости. Геоцентрическая траектория после облета рассчитывается так, чтобы ее перигейное расстояние равнялось радиусу стационарной орбиты. При достижении перигея аппарату сообщается необходимый тормозной импульс. Сумма двух импульсов оказывается равной 4,255 км/с,

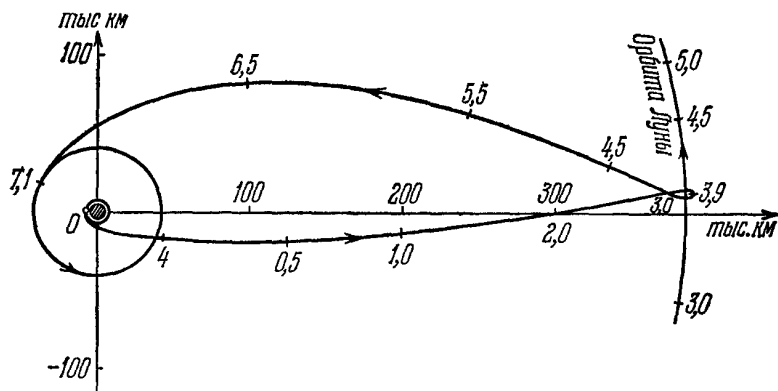


Рис 92 Облет Луны с выходом на стационарную орбиту. Числовые отметки на траектории и орбите Луны указывают число суток, истекшее после старта.

что на 0,23 км/с меньше суммы импульсов в случае перехода через бесконечность. (Принималось, что облет происходит 12 мая 1969 г., когда Луна проходит восходящий узел своей орбиты на расстоянии 385 000 км от Земли, причем наклон орбиты Луны равен $28,5^\circ$.)

Исследование [3.15] показало, что выгода по сравнению с двух- и трехимпульсными переходами обнаруживается, если наклонение начальной орбиты больше 30° . При наклонении 50° выгода составляет $0,19 \div 0,31$ км/с (в зависимости от того, когда и в каком узле, восходящем или нисходящем, облетается Луна). Старт с орбиты возможен в течение суток, выпадающих дважды в сидерический месяц. Полет к Луне происходит по траектории, близкой к траектории минимальной скорости, а расстояние от Луны в момент облета составляет от 2 до 10 тыс. км.

§ 6. Научное значение пролетных операций

Автоматические станции, следующие по пролетным траекториям, могут быть использованы для исследования материи и излучений в окололунном пространстве, а также фотографирования поверхности Луны. По существу, с помощью любого пролета мимо Луны может быть получена некоторая научная информация. В частности, возмущения траектории (при условии точных измерений) могут дать новые сведения о лунном поле тяготения.

При первом облете Луны, произведенном советской станцией «Луна-3» в октябре 1959 г., с расстояний от 65 200 до 68 400 км фотографировалась обратная сторона Луны. Передача полученных изображений на Землю осуществлялась как с дальних расстояний, так и вблизи Земли. Максимальная дальность передачи равнялась 470 000 км. Луна фотографировалась в фазе полнолуния. Поэтому в центре диска Луны отсутствовали большие тени и фотографии получились неконтрастными [3.4].

Возвращение к Земле для передачи изображений по радио с близкого расстояния впоследствии потеряло всякий смысл в связи с прогрессом техники фотографирования и радиосвязи. Это стало ясным уже при полете в июле 1965 г. советской станции «Зонд-3», когда великолепные фотографии Луны, полученные с расстояний от 11 600 до 10 000 км от ее поверхности, были переданы на Землю с расстояния 2 200 000 км. Траектория «Зонда-3» не была облетной; аппарат покинул сферу действия Земли.

Однако облет Луны с возвращением в земную атмосферу и спасением спускаемого аппарата (это операция будет подробно рассмотрена в § 3 гл. 11) позволяет получить фотографии не по радио (что сопровождается помехами), а непосредственно, причем проявление фотопленок производится в земных лабораториях. Большую ценность представляет также возможность получения в руки физиков приборов, бывших на борту станции.

Наконец, облеты Луны позволяли произвести эксперименты со входом в земную атмосферу со второй космической скоростью.

При полетах советских станций «Зонд-5—8» (сентябрь 1968 г., ноябрь 1968 г., август 1969 г., октябрь 1970 г.) производились фотографирование Земли (на пути к Луне и обратно) и обратной стороны Луны, а также эксперименты над организмами, подвергшимися воздействию условий космического пространства, и исследование космических излучений и метеорных частиц. Земля неоднократно фотографировалась у края лунного диска, что позволяло осуществлять привязку наблюдаемых объектов обратной стороны Луны к сетке селенографических координат. Помимо фотографий, на Землю возвращались подопытные организмы и фотоземлюльсии для регистрации космических частиц.

Глава 10

ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЛУНЫ

§ 1. О возможности захвата Луной космического аппарата

Большой теоретический и, несомненно, практический интерес представляет ответ на вопрос: может ли космический аппарат быть захвачен полем тяготения Луны? Под *захватом* при этом понимается следующее явление: космический аппарат приходит в район Луны со стороны Земли и остается затем в течение неограниченного времени в некоторой окрестности Луны, например в ее сфере действия ¹⁾).

Для так называемых траекторий сближения, т. е. траекторий космических аппаратов, стартующих с Земли и входящих в сферу действия Луны до того, как они завершат хотя бы один оборот вокруг Земли, ответ на поставленный вопрос нам известен. Даже минимальная селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны более чем вдвое превышает скорость освобождения от лунного притяжения на границе сферы действия Луны. Поэтому селеноцентрическая траектория представляет собой ярко выраженную гиперболу. Учет возмущений селеноцентрического движения со стороны Земли не может существенно изменить эту картину (уж «очень гиперболично» движение), и, таким образом, захват космического аппарата оказывается невозможным [3.16].

Но, строго говоря, такой ответ на поставленный вопрос не учитывает всех теоретически существующих возможностей. Представим себе, что запущен искусственный спутник Земли, невозмущенная эллиптическая орбита которого очень сильно вытянута, но все же не достигает сферы действия Луны. Постепенно лунные возмущения повышают апогей оскулирующей эллиптической орбиты, и после какого-то числа оборотов вокруг Земли космический аппарат может войти в сферу действия Луны. Особый характер предшествующего движения космического аппарата не позволяет нам теперь утверждать, что вход произойдет непременно

¹⁾ Случай столкновения с Луной не считается захватом.

с большой гиперболической селеноцентрической скоростью. Возможно, что скорость будет эллиптическая, или близкая к параболической, или слабогиперболическая.

Не только в случае, когда входная селеноцентрическая скорость параболическая или слабогиперболическая, но и в случае, когда она эллиптическая, космический аппарат может, войдя в сферу действия Луны, покинуть затем ее. В самом деле, ведь эллипс — замкнутая кривая, и космический аппарат должен возвратиться после одного оборота вокруг Луны в первоначальную точку входа с той же стороны, как и первый раз, а для этого он должен предварительно выйти из сферы действия Луны. Однако уверенно утверждать, что космический аппарат непременно покинет сферу действия, мы тоже не можем. Возмущения со стороны Земли могут не позволить ему вообще достичь изнутри вновь границы сферы действия Луны (даже при полете по слабогиперболической орбите). Область внутри сферы действия Луны вблизи ее границы пересекается космическим аппаратом со сравнительно малой селеноцентрической скоростью, и поэтому возмущениями со стороны Земли пренебрегать нельзя.

Наконец, если даже космический аппарат, обогнув Луну, и покинет ее сферу действия, выход произойдет со сравнительно небольшой селеноцентрической скоростью, и вполне может случиться, что космический аппарат вновь вернется в сферу действия Луны (в случае эллиптической входной скорости это вообще весьма вероятно), причем, не исключено, при более благоприятных для захвата условиях. Конечно, может случиться и обратное: сфера действия Луны будет покинута навсегда. Мы теперь ничего не можем утверждать с уверенностью, так как теперь граница сферы действия Луны перестает играть привычную для нас роль и нельзя пренебрегать ни лунными возмущениями геоцентрического движения перед входом в сферу действия, ни земными возмущениями селеноцентрической траектории после входа. Иными словами, *здесь вообще неприменим приближенный метод расчета траекторий*, которым мы все время пользуемся, и необходимо искать решение в рамках ограниченной задачи трех тел.

Представляет интерес случай, когда космический аппарат мог бы остаться в сфере действия Луны если не навсегда, то хотя бы на достаточно долгое время. Исследование в рамках задачи трех тел показывает [3.1], что если запустить спутник Земли на высоте 200 км со скоростью, большей 10 848,90 м/с, но меньшей 10 849,68 м/с (разница между скоростями менее 1 м/с ¹⁾), то он, совершив большое число оборотов вокруг Земли (не менее нескольких сотен), проникнет в район Луны, пройдя вблизи точки либ-

¹⁾ Скорости даны во вращающейся системе координат. В геоцентрической системе их *р а з н о с т ь* была бы той же.

рации L_1 , и может превратиться во временный спутник Луны. Движение вокруг Луны в принципе может продолжаться очень долго, но может и быстро закончиться уходом из района Луны с обязательным обратным проходом вблизи точки L_1 . Конечно, осуществление столь строгих начальных условий вряд ли возможно, да и неучтенные влияния притяжения Солнца и эллиптичности орбиты Луны исказят всю картину, но этот пример ясно показывает принципиальную возможность хотя бы временного захвата ¹⁾.

Остается открытым вопрос, возможно ли создание подобным же образом постоянного спутника Луны. Известно лишь, что, если бы Луна имела значительно меньшую массу, постоянный захват был бы наверняка невозможен [3.1].

Как видим, приближенная методика расчета космических траекторий пригодна для решения отнюдь не любых задач. С точки зрения этой методики сфера действия Луны вообще не может быть достигнута, если первоначальный апогей орбиты спутника находится ниже ее: эта методика вообще игнорирует возмущения.

§ 2. Запуск искусственного спутника Луны

Экзотический метод запуска временного искусственного спутника Луны, описанный выше, конечно, неприменим на практике. С точки зрения практической космонавтики единственный способ вывода космического аппарата на орбиту спутника Луны заключается в уменьшении его селеноцентрической скорости внутри сферы действия Луны с гиперболической до эллиптической, причем до такой, чтобы апоселений орбиты не оказался вблизи границы сферы действия Луны (иначе из-за земных возмущений спутник может быть потерян Луной на первых же оборотах). Уменьшение скорости осуществляется включением тормозной двигательной установки, находящейся на борту космического аппарата.

Пусть космический аппарат входит в сферу действия Луны с некоторой заданной селеноцентрической скоростью $v_{вх}$ и описывает гиперболическую траекторию 1 (рис. 93, а).

В периселении A гиперболической орбиты селеноцентрическая скорость достигнет максимального значения, которое может быть вычислено по формуле (3) § 4 главы 2, где следует положить: $v_0 = v_{вх}$, $r_0 = 66\,000$ км, $r = r_A$ (расстояние точки A от центра Луны O), $fM = K = 4903$ км³/с². Эту скорость нужно уменьшить до эллиптической (и не слишком большой!), направив силу тяги против вектора скорости. Для ориентации двигателя может быть

¹⁾ Аналогичные рассуждения позволяют утверждать, что в рамках задачи трех тел возможно и попадание в Луну при начальной скорости, меньшей минимальной.

использован прием, аналогичный тому, который был рассмотрен в параграфе о посадке на Луну. В точке B , которая найдется как пересечение с траекторией 1 линии OB , параллельной вектору скорости в точке A (т. е. перпендикулярной к OA), двигатель ориентируется по лунной вертикали OB , и затем система ориентации сохраняет положение корпуса аппарата до достижения точки A (или, если нужно, отклоняет ось двигателя на заданный угол). Здесь система стабилизации обеспечивает заданное направление тяги в течение всего времени работы двигателя.

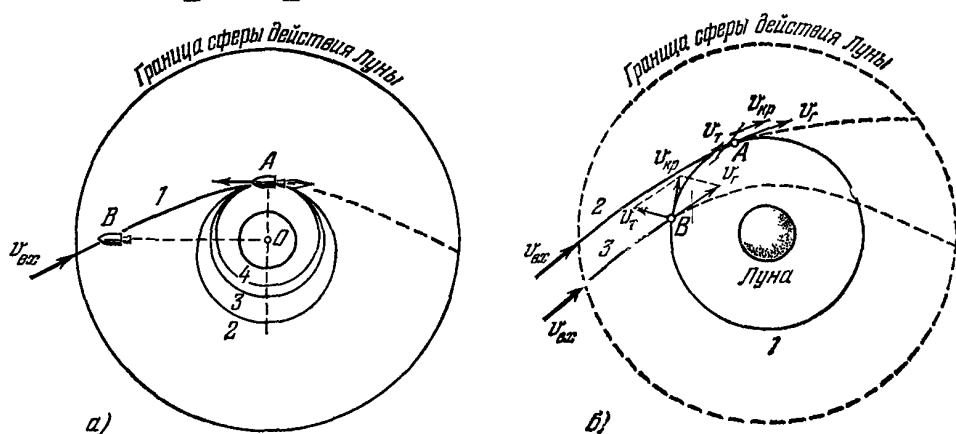


Рис. 93. Запуск спутника Луны: а) переход на окололунную орбиту в периселении пролетной траектории, б) сравнение двух способов запуска спутника Луны на круговую орбиту.

При некотором значении тормозного импульса v_t мы получаем орбиту 2 спутника Луны с периселением в точке A . При большем значении v_t можно получить круговую орбиту 3, а при еще большем — орбиту 4 с апоселением в точке A .

Легко показать, что для вывода спутника Луны на определенную круговую орбиту 1 (рис. 93, б) выгоднее всего выбрать такую гиперболическую траекторию 2 подлета к Луне, которая касается этой круговой орбиты, и сообщить тормозной импульс в ее периселении A . В самом деле, если траектория подлета 3 при том же векторе входной скорости не касается, а пересекает в точке B круговую орбиту, то для получения той же круговой скорости следует сообщить тормозной импульс под углом к направлению движения. Из рис. 93, б видно, что в точке B тормозной импульс v_t больше, чем в точке A (гиперболические скорости v_r в точках A и B одинаковы по величине, так как точки находятся на одинаковых расстояниях от центра Луны).

По указанной причине траектории подлета к Луне, если ставится цель запуска спутника Луны, могут быть только из числа пролетных; траектории же попадания исключаются.

Плоскость, в которой расположена орбита спутника Луны, остается, если пренебречь возмущениями, все время неизменно ориентированной в пространстве. Эта плоскость проходит через

вектор селеноцентрической скорости после окончания торможения и центр Луны. Если тормозной импульс лежит в плоскости селеноцентрического движения (это энергетически выгодно), то и орбита спутника Луны лежит в этой плоскости. Плоскость же селеноцентрического движения проходит через центр Луны и вектор входной селеноцентрической скорости. Значит, плоскость орбиты спутника Луны может быть выбрана в зависимости от условий входа в сферу действия Луны.

Велика ли должна быть доля тормозной двигательной установки в общей массе космического аппарата, выведенного на траекторию полета к Луне?

Допустим, что мы хотим вывести спутник Луны на круговую орбиту, расположенную на высоте 10 км над поверхностью. Такую орбиту можно условно считать самой низкой из возможных, так как максимальная высота гор на Луне составляет 9 км. Круговая скорость на высоте 10 км равна 1,67 км/с. При минимальной входной селеноцентрической скорости 0,8 км/с (при полете к Луне по полуэллиптической траектории) скорость в периселении гиперболы составит 2,5 км/с. Следовательно, тормозной импульс равен $2,5 - 1,67 \approx 0,8$ км/с. По формуле (2в) в § 1 гл. 1 можно рассчитать, что при скорости истечения 3 км/с количество топлива должно составить 23% общей массы космического аппарата.

При тех же предположениях запуск на круговую орбиту, отстоящую на один радиус Луны от ее поверхности (круговая скорость 1,18 км/с, гиперболическая скорость в периселении 1,85 км/с, тормозной импульс 0,67 км/с), потребует запаса топлива на борту, равного 20% общей массы. Конечно, нужно еще учесть массу и самого двигателя, но все же приведенные цифры говорят о том, что при запуске спутника Луны приходится жертвовать в пользу бортовой двигательной установки значительно меньшей частью полезной нагрузки космического аппарата, чем при посадке на Луну.

Увеличение скорости отлета с Земли приводит к увеличению скорости входа в сферу действия Луны и к увеличению энергетических затрат на запуск спутника Луны. Предполагая по-прежнему скорость истечения равной 3 км/с, найдем для случая отлета с Земли с параболической скоростью (2-суточный полет), что для выхода на круговую орбиту высотой 10 км требуется затратить топливо, составляющее 34% массы космического аппарата.

Здесь необходимо сделать одно замечание, имеющее большое теоретическое, хотя и ограниченное практическое, значение. Допустим, что мы желаем вывести спутник на круговую селеноцентрическую орбиту, радиус которой для нас не имеет значения, но нам бы хотелось, чтобы тормозной импульс был как можно меньше. Для случая входа в сферу действия Луны с селеноцентрической скоростью 0,8 км/с мы видели, что запуск спутника на круговую орбиту, расположенную на высоте радиуса Луны, требует

меньшего тормозного импульса, чем запуск на орбиту высотой 10 км. А что будет, если запустить спутник на еще бóльшую высоту? Оказывается, что до радиуса орбиты, равного 8,7 радиуса Луны (13 370 км над поверхностью), будет требоваться все меньший и меньший тормозной импульс. Но на бóльших высотах импульс будет больше, и, таким образом, радиус орбиты, равный 8,7 радиуса Луны, является *оптимальным* для круговой орбиты с точки зрения расхода топлива при входе в сферу действия Луны со скоростью 0,8 км/с. *Для каждой скорости входа существует своя оптимальная высота круговой орбиты*. Если приблизительно рассматривать селеноцентрическую входную скорость $v_{\text{вх}}$ как скорость на бесконечности для гиперболического движения, то радиус оптимальной круговой орбиты $r_{\text{опт}}$ может быть найден по формуле

$$r_{\text{опт}} = \frac{2K}{v_{\text{вх}}^2} \quad \text{или} \quad \frac{r_{\text{опт}}}{r^*} = \frac{v_{\text{осв}}^{*2}}{v_{\text{вх}}^2},$$

где K — гравитационный параметр Луны, $r^* = 1737$ км — радиус Луны, $v_{\text{осв}}^* = 2,38$ км/с — параболическая скорость на поверхности Луны. При этом круговая скорость на оптимальной орбите всегда вдвое меньше скорости, которую нужно снизить, а местная параболическая скорость равна входной скорости. Тормозной импульс для оптимальной орбиты при $v_{\text{вх}} = 0,8$ км/с равен 0,57 км/с. Как видим, оптимальность орбиты в данном случае выражена очень слабо: на высоте радиуса Луны тормозной импульс был лишь на 0,1 км/с больше.

До сих пор мы говорили о запуске спутника Луны с помощью одноимпульсного маневра внутри сферы действия Луны. Но теоретически может оказаться энергетически выгодным использование двухимпульсного маневра. Эта выгода обнаруживается для круговых орбит, расположенных выше оптимальной орбиты. Ввиду малого практического значения этого обстоятельства для запуска спутников Луны (слишком высокие орбиты) мы отложим детальное рассмотрение этого вопроса до § 7 гл. 13, когда займемся искусственными спутниками планет.

Соображения экономии топлива требуют полета к Луне по траекториям, близким к траекториям минимальной скорости; лучше всего — по $3\frac{1}{2}$ -суточной эллиптической траектории. Эти траектории, однако, особенно чувствительны к начальным ошибкам; поэтому нужна коррекция.

Необходимо точное управление и стабилизация космического аппарата во время сообщения тормозного импульса. Особенно это важно при выведении спутников на низкие орбиты, когда существует опасность соударения с Луной.

Впервые в истории стала искусственным спутником Луны советская автоматическая станция «Луна-10», запущенная 31 марта 1966 г. [3.17]. При сходе с промежуточной околоземной орбиты

станция имела скорость 10,87 км/с, что обеспечило достижение района Луны через 3,5 сут. Селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны составляла около 1 км/с. На расстоянии 8000 км от поверхности Луны станция была ориентирована осью двигателя по лунной вертикали. Тормозной импульс был сообщен в направлении, противоположном движению, на высоте 1000 км, вблизи апоселения намечаемой орбиты спутника Луны. Скорость

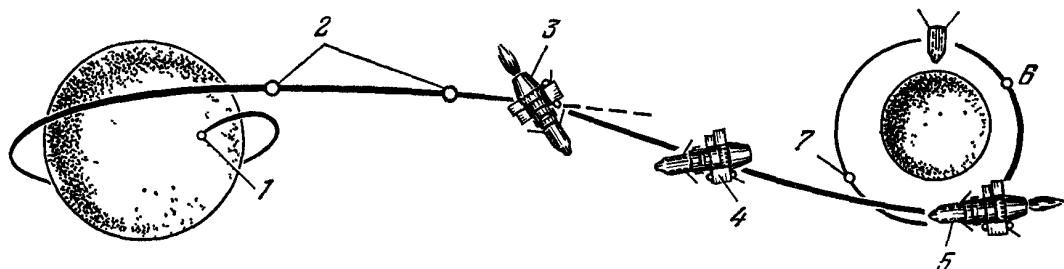


Рис 94. Схема полета станции «Луна 10» [3 17] 1 — старт, 2 — траекторные измерения, 3 — коррекция, 4 — ориентация по лунной вертикали, 5 — включение тормозного двигателя, 6 — периселений орбиты, 7 — апоселений орбиты

полета была уменьшена с гиперболической 2,1 км/с до эллиптической 1,25 км/с (местная параболическая скорость на высоте 1000 км равна 1,9 км/с, а круговая — примерно 1,3 км/с). Масса станции перед началом торможения составляла 1600 кг. Через 20 с после окончания торможения от станции отделился контейнер с научной аппаратурой массой 245 кг. Первоначальная орбита станции имела следующие параметры: апоселений на высоте 1017 км, периселений на высоте 350 км, период обращения 2 ч 58 мин 15 с, угол наклона плоскости орбиты к экваториальной плоскости Луны $71^{\circ}54'$ (рис. 94).

Аналогичным путем, хотя и на другие орбиты, запускались и другие советские спутники Луны. Сообщалось, что станция «Луна-12» после ориентации по лунной вертикали специально отклонялась затем до прихода в точку торможения на заданный угол.

Схема запуска американских спутников Луны «Лунар Орбитер-1—5» и «Лунар Эксплорер-35» мало отличалась от советской. Предусматривалась возможность второй коррекции на пути к Луне. Иным был способ ориентации космического аппарата перед выходом на окололунную орбиту. Тормозной импульс сообщался вблизи периселения намечаемой орбиты спутника или на высоте, промежуточной между высотами периселения и апоселения.

§ 3. Орбиты спутников Луны и их эволюция

Чтобы дать представление о периодах обращения искусственных спутников Луны, выделим из числа орбит несколько характерных. Прежде всего укажем на уже рассматривавшиеся круговые

орбиты, расположенные на высоте 10 км и на высоте радиуса Луны над поверхностью. Период обращения спутника по первой из них составляет 1 ч 49 мин, по второй — 5 ч 6 мин.

Заметим, что на протяжении первых 100 км над лунной поверхностью период обращения возрастает примерно равномерно: приблизительно на 1 мин при увеличении высоты круговой орбиты на 10 км.

Если условно принять границу сферы действия Луны за границу области возможного существования спутников Луны, то интересны параметры двух орбит: круговой радиуса 66 000 км и эллиптической с периселением у самой поверхности Луны и апоселением на границе сферы действия. Для первой круговая скорость равна 0,273 км/с, а период обращения 18 сут. Для второй скорость в периселении равна 1,68 км/с, в апоселении — 0,062 км/с, а период обращения составляет 6,6 сут. Сомнительно, однако, чтобы спутник Луны мог совершить более одного оборота вокруг Луны, будучи запущен на одну из таких орбит, и не был бы потерян Луной.

Здесь мы сталкиваемся с вопросом об устойчивости орбит искусственных спутников Луны в связи с действием гравитационных возмущений со стороны Земли и Солнца, а также из-за несферичности лунного поля тяготения.

Влиянием на движение спутника Луны сопротивления среды можно полностью пренебречь, так же как мы им пренебрегали, когда рассматривали движение искусственного спутника Земли вне атмосферы. Что касается влияния давления солнечных лучей, то оно должно было бы серьезно сказываться на движении надувных баллонов типа американских спутников Земли «Эхо».

Солнечные гравитационные возмущения примерно в 180 раз меньше земных гравитационных возмущений. Общий характер их воздействия на спутники Луны похож на воздействие земных возмущений.

Влияние земных и солнечных возмущений сильно зависит от формы орбиты спутника Луны и расположения ее плоскости.

На рис. 95 показано влияние земных и солнечных возмущений на орбиту спутника Луны, расположенную в плоскости, близкой к плоскости лунной орбиты, на протяжении неполных шести оборотов [3.18]. В данном случае движение сильно напоминает снижение спутника Земли в атмосфере. Полезно обратить внимание на характерный петлеобразный вид барицентрической (или, что практически почти одно и то же, геоцентрической) траектории.

Рис. 95 не слишком характерен для эволюции орбит, лежащих вблизи плоскости орбиты Луны. Эта эволюция, как правило, заключается в периодических колебаниях высот периселения и апоселения (период равен примерно двум неделям) [3.19]. Если периселений очень низок, то такие колебания могут привести к гибели

спутника, после того как периселений опустится до поверхности Луны.

Орбиты, плоскости которых перпендикулярны к плоскости лунной орбиты, возмущаются гораздо сильнее. Для них характерно опускание периселения и подъем апоселения при все увеличивающемся эксцентриситете (орбита вытягивается). В конце концов спутник падает на Луну [3.19].

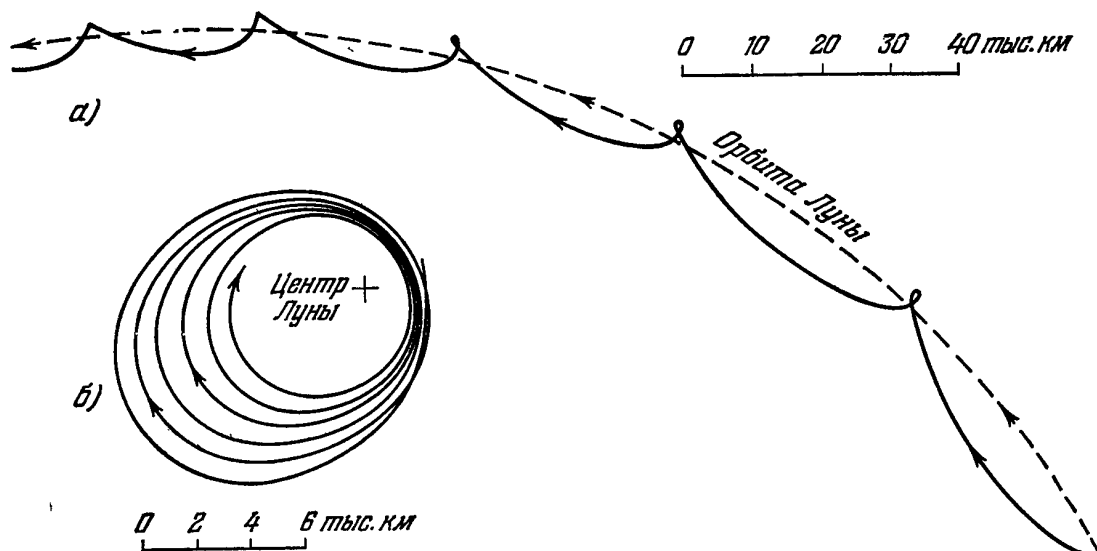


Рис. 95. Изменение орбиты спутника Луны под действием возмущений от Земли и Солнца [3.18]: а) орбита в барицентрической системе координат в проекции на экваториальную плоскость Земли; б) орбита в селеноцентрической системе координат в проекции на ту же плоскость

Обработка орбитальных измерений при полете «Луны-10» позволила установить, что возмущения за счет нецентральности поля тяготения Луны в 5—6 раз превышают возмущения движения, вызванные Землей и Солнцем. Поле тяготения Луны, по-видимому, таково, будто бы Луна имеет «грушевидную» форму с вытянутостью на обратной стороне [3.17, 3.20]. Между тем многие ученые ранее полагали, что Луна вытянута, наоборот, примерно на 1 км в сторону Земли. В пользу выпуклости на обратной стороне Луны говорит тот факт, что эта сторона, по данным фотографирования станций «Луна-3» и «Зонд-3», является более гористой, чем видимая сторона. Между тем «материковые» части на Луне (по крайней мере на видимой стороне) приподняты над «морями» на 1—2 км [3.17]. Лазерные высотомеры кораблей «Аполлон-15, -17» показали, что видимая сторона Луны лежит ниже среднего уровня, а невидимая — выше него. Центр масс Луны смещен на 2,5 км относительно сферы радиуса 1737 км в направлении, проходящем между Морем Ясности и Морем Кризисов.

Гравитационные аномалии приводили к быстрой эволюции окололунных орбит американских кораблей «Аполлон». За трое

суток первоначально почти круговая орбита с высотой периселения 111 км и апоселения 113 км превращалась в заметно эллиптическую с разностью высот между апоселением и периселением в 30 км.

Американские исследования в связи с обработкой данных о возмущениях орбит спутников «Лунар Орбитер» (главным образом спутника «Лунар Орбитер-5») установили наличие мест со значительной концентрацией масс. Эти образования получили название *масконов*. Масконы заставляли корабли «Аполлон» неожиданно ускорять свое движение, а потом тут же притормаживаться, опускаться на несколько десятков метров, совершать боковые «вихляния» и т. д.

Вначале были обнаружены масконы под поверхностью морей на видимой стороне Луны, потом под морями на границе видимой и невидимой сторон и, наконец, был обнаружен огромный «Скрытый» (ни с каким морем не связанный) в середине обратной стороны (он отклоняет на 1 км спутник, пролетающий на высоте 100 км). Общая избыточная масса всех масконов превышает 10^{-4} массы Луны. С лунными горами, наоборот, оказались связанными отрицательные аномалии гравитации [3.21]. Но, конечно, все эти аномалии сказываются только на относительно близких к Луне орбитах.

Ярким примером того, насколько велико влияние, которое оказывает Земля на движение спутников Луны (особенно вблизи границы ее сферы действия), может служить возможность (не только на бумаге) существования *либрационных спутников Луны* (и одновременно спутников Земли) в точках L_1 и L_2 (см. рис. 31 в § 6 гл. 4). Период обращения каждого из либрационных спутников равен 27,3 сут (сидерический месяц), в то время как на соответствующих расстояниях от Луны (58 000 км и 65 000 км) «невозмущенный» период обращения должен бы был быть меньше 18 сут.

Поскольку геоцентрическая скорость спутника в точке L_1 равна 0,87 км/с (см. § 6 гл. 4), а геоцентрическая скорость Луны равна 1,02 км/с, то Луна обгоняет¹⁾ спутник в точке L_1 со скоростью $1,02 - 0,87 = 0,15$ км/с, а спутник с такой же скоростью отстает от нее. Итак, селеноцентрическая скорость спутника в точке L_1 , на расстоянии 58 000 км от Луны, равна 0,15 км/с. Между тем соответствующая круговая селеноцентрическая скорость в той же точке, вычисляемая по формуле $v_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{r}}$, равна 0,29 км/с.

Аналогично можно найти селеноцентрическую скорость спутника в точке L_2 (здесь спутник в геоцентрическом движении обгоняет Луну). Она оказывается равной 0,17 км/с, в то время как местная круговая селеноцентрическая скорость равна 0,27 км/с.

¹⁾ Обгоняет с точки зрения линейных скоростей. Угловые движения спутника в точке L_1 и Луны вокруг Земли одинаковы

На рис. 96, а светлыми (двойными) стрелками показаны векторы геоцентрических скоростей Луны и спутников L_1 и L_2 , а черными — векторы их селеноцентрических скоростей. Нетрудно заметить, что селеноцентрическое движение вокруг Луны происходит в направлении, противоположном вращению стрелки часов, т. е. в том же направлении, что и обращение Луны вокруг Земли (прямое движение спутников Луны).

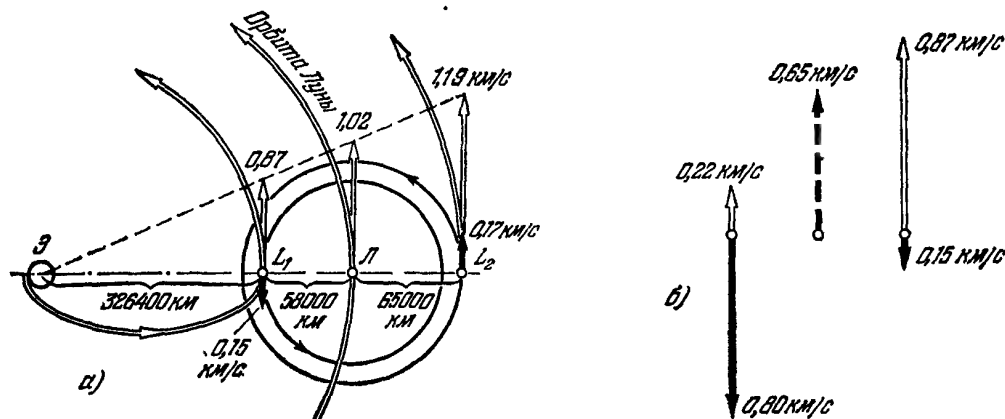


Рис 96 Выведение на орбиту либрационных спутников Луны и Земли а) селеноцентрические (черные) и геоцентрические (светлые) орбиты (не в масштабе), б) масштабная диаграмма селеноцентрических (черные стрелки) и геоцентрических (светлые стрелки) скоростей.

Поучительно рассмотреть вопрос о запуске либрационного спутника, например спутника в точке L_1 . Для этого необходимо вывести его в точку либрации, используя промежуточную (лучше всего полуэллиптическую) траекторию перехода, и здесь сообщить ему приращение скорости, доводящее геоцентрическую скорость до 0,87 км/с и — одновременно — селеноцентрическую скорость до 0,15 км/с.

Предположим, что переход от Земли до точки L_1 совершается по полуэллиптической траектории, начинающейся на высоте 230 км (начальная скорость несколько меньше минимальной скорости достижения Луны). Тогда в соответствии с формулой (6) § 5 гл. 2 скорость в апогее L_1 составит 0,22 км/с. Такова будет геоцентрическая скорость. Селеноцентрическая же скорость будет направлена в противоположную сторону и равна $1,02 - 0,22 = 0,80$ км/с. Вычисляя эти скорости, мы пренебрегли влиянием лунного притяжения не только вне, но и внутри сферы действия Луны. В последнем случае оправданием нам служит то, что точка L_1 лежит близко от границы сферы действия.

Чтобы спутник стал либрационным, теперь достаточно сообщить ему с помощью ракетного двигателя разгонный импульс в направлении, совпадающем с направлением геоцентрической апогейной скорости, равный 0,65 км/с. В результате геоцентрическая скорость достигнет необходимого значения $0,22 + 0,65 = 0,87$ км/с.

Но этот же импульс будет тормозным для селеноцентрической скорости (как всегда при запуске спутника Луны), и потому селеноцентрическая скорость уменьшится с $0,80$ км/с до $0,80 - 0,65 = 0,15$ км/с.

На рис. 96, б показана диаграмма скоростей до включения бортовой двигательной установки и после ее выключения. Светлые стрелки показывают геоцентрические скорости, черные — селеноцентрические, пунктирная стрелка изображает реактивное приращение скорости (в масштабе).

Заметим, что вычисленные нами значения (геоцентрические и селеноцентрические) скоростей прибытия в точку L_1 , а следовательно, и ракетного импульса в этой точке являются приближительными, так как учет притяжений Земли и Луны на подходе к точке либрации должен проводиться в рамках ограниченной задачи трех тел и требует численного интегрирования. Ясно, однако, что значение импульса ($0,65$ км/с) имеет примерно тот же порядок, что и приведенные в § 2 данные о тормозных импульсах для выведения спутников на характерные окололунные орбиты.

§ 4. Движение спутника относительно лунной поверхности

Особенности трассы спутника на поверхности Луны определяются тем, что Луна очень медленно вращается. Если в течение земных суток спутник Земли с низкой орбитой 16 раз облетает планету, то за «лунные сутки» (за сидерический месяц — $27,3$ земных суток) спутник Луны с орбитой на высоте 10 км облетает Луну $359,8$ раза. Если такой спутник Луны движется по полярной орбите, то каждый виток его трассы расположен на один градус западнее предыдущего.

Особо следует рассмотреть вопрос о *стационарном спутнике Луны*. Если бы притяжение Земли отсутствовало, то с учетом того, что Луна совершает один оборот вокруг своей оси за $27,322$ сут, мы могли бы по формуле (5) § 5 гл. 2 вычислить радиус стационарной орбиты. Он оказывается равным $88\,600$ км, т. е. превышает радиус сферы действия Луны. Земные возмущения не позволяют такому спутнику совершить и одного оборота вокруг Луны.

Но эти же возмущения делают вполне реальными стационарные спутники, движущиеся в н у т р и сферы действия Луны. Речь идет о либрационных спутниках в точках L_1 и L_2 , только что нами рассматривавшихся. Правда, под влиянием солнечных возмущений спутник покинет точку либрации и перестанет быть стационарным, но восстановить стационарность поможет корректирующая двигательная установка.

Однако можно указать на устойчивые либрационные спутники в точках L_4 и L_5 (рис. 31), которые хотя и лежат за пределами сферы действия Луны, но являются типичными стационарными

спутниками Луны, так как неподвижны в системе отсчета, связанной с вращением Луны вокруг своей оси. Либрационный спутник занимает неизменное положение на небе Луны при наблюдении из любой точки ее поверхности, а это и есть «примета» стационарного спутника.

Но с точки зрения этой «приметы» Луна уже обладает по крайней мере сотни миллионов лет естественным стационарным спутником — Землей! Можно еще указать на стационарный либрационный спутник Луны в точке L_3 (см. рис. 31 в § 6 гл. 4), не имеющий, по-видимому, практического значения. Но Земля в качестве связанного стационарного спутника Луны, обеспечивающего релейную связь для видимого полушария Луны, — совершенно реальная перспектива. Напомним, что Луна лишена атмосферы и, следовательно, высокого слоя ионосферы, который мог бы отражать радиоволны, как это происходит на Земле.

Чтобы убедиться в «заправдашности» указанных стационарных спутников Луны, заметим, что их проекции на поверхность Луны суть неподвижные точки (мы пренебрегаем так называемыми либрациями Луны). Для либрационных спутников L_1 , L_3 и Земли такая точка — центр видимого полушария Луны, для спутника L_2 — центр невидимого полушария, для спутников L_4 и L_5 — это точки, лежащие примерно под 60° западной и восточной долготы («примерно» — так как лунный экватор несколько наклонен к плоскости орбиты Луны).

§ 5. Маневрирование спутников Луны

Имея бортовую двигательную установку, искусственные спутники Луны способны совершать различные маневры, изменяя свою орбиту. Сравнительно слабые импульсы могут перевести спутник на совершенно иную орбиту. Например, если спутник движется у самой поверхности Луны, то, увеличив его скорость на 10 м/с, мы переведем его на орбиту с апоселением на высоте 42 км, а увеличив затем в апоселении скорость еще на 10 м/с, выведем его на круговую орбиту высотой 42 км [3.22].

Большие энергетические затраты требуются для поворота плоскости орбиты спутника. Так, для поворота на 51° плоскости круговой орбиты, расположенной на высоте 50 км, без изменения ее формы понадобился бы импульс 736 м/с. Такой поворот может понадобиться для ускоренного обзора поверхности Луны с ее полярного спутника [3.23].

Американские спутники серии «Лунар Орбитер», как правило, оставались на первоначальных окололунных орбитах лишь несколько дней (7; 5 и 4 сут для первого, второго и третьего аппаратов), причем в случаях первых двух спутников это делалось с целью уточнения параметров гравитационного поля Луны. Апо-

селении первоначальных орбит располагались на высоте около 1850 км, а периселении — примерно на высоте 200 км. Затем для фотографирования участков лунной поверхности с близкого расстояния спутники получали тормозной импульс в апоселении, вследствие чего периселений опускался до высоты 40—50 км над поверхностью.

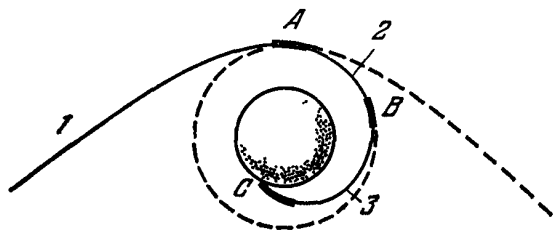


Рис. 97 Спуск на Луну с предварительным выходом на круговую орбиту 1 — гиперболическая пролетная траектория, 2 — круговая орбита ожидания, 3 — эллиптическая орбита снижения, А, В, С — активные участки полета

Спутник «Лунар Орбитер-4» совершал позже повторный маневр, при котором апоселений был приближен к Луне. Орбита спутника «Лунар Орбитер-5» специально уменьшалась, чтобы сократить пребывание солнечных батарей станции в тени Земли во время лунного затмения.

При попытке опустить периселений орбиты спутника Луны поближе к поверхности требуется, разумеется, особенно высокая

точность управления, чтобы не произошло столкновения с Луной. Но иногда такое столкновение достигается намеренно. Американские спутники «Лунар Орбитер-1, -2, -3, -5» специально разбивались о поверхность Луны, чтобы их радиопередатчики не засоряли эфир во время работы новых автоматических станций (спутник «Лунар Орбитер-4» упал на Луну естественным образом осенью 1967 г.).

Наконец, спуск с окололунной орбиты может сопровождаться мягкой посадкой. Для этого, очевидно, перед соприкосновением с лунной поверхностью должна быть совершена операция ракетного торможения, подобная рассматривавшейся в § 7 гл. 8.

Если место прилунения произвольно, то меньше всего требуется энергии для спуска на Луну, когда сход с орбиты осуществляется в периселении с помощью горизонтального тормозного импульса и угловая дальность спуска составляет 180° (полуэллиптическая траектория).

Мягкая посадка с окололунной орбиты может быть завершающим этапом полета с Земли на Луну, сопровождающегося предварительным выходом на орбиту спутника Луны — так называемую *орбиту ожидания* (рис. 97). Перейдя с нее на эллиптическую орбиту снижения, космический аппарат затем начинает завершающий этап посадки вблизи периселения. Как по круговой, так и по эллиптической орбите может быть совершено несколько оборотов.

Подобный метод посадки на Луну может иметь определенные преимущества перед методом прямой посадки, рассмотренным в § 7 гл. 8. Эти преимущества, однако, не энергетического характера, а связаны с целью полета.

Использование орбиты ожидания позволяет совершить посадку в восточной части Луны, где прямая посадка попросту невозможна

(космический аппарат не может «догнать Луну»). Оно желательно и в тех случаях, когда точка лунной поверхности может быть достигнута лишь по навесной («баскетбольной») траектории подлета к сфере действия Луны. Советские станции «Луна-16» и «Луна-20», совершившие посадки в восточной части Луны, спускались с орбиты ожидания.

То же касается и станции «Луна-17», доставившей «Луноход-1», но по другой причине (станция села в районе Моря Дождей, т. е. в западном полушарии Луны). Орбита ожидания позволяет уточнить место посадки, выбрав его в любом пункте трассы полета, в то время как при прямой посадке такое место предопределено уже на большом расстоянии от Луны. По одной этой причине выход на орбиту ожидания обязателен в случае полета на Луну человека (см. главу 12).

Метод посадки с орбиты, по существу, состоит в разбиении торможения на два этапа: при выходе на орбиту и при прилунении. Однако всякое разбиение торможения, как уже говорилось в § 7 гл. 8, нецелесообразно с энергетической точки зрения. Поэтому применение метода посадки с орбиты спутника Луны не приводит к энергетическим потерям только в том случае, если орбита низко расположена — на такой высоте, на какой могло бы уже начаться торможение при прямой посадке. В остальных случаях требуется лишняя затрата топлива, причем тем большая, чем выше орбита [3.24]. Сказанное справедливо, конечно, для того случая, когда с орбиты спутника Луны сходит весь космический аппарат, а не какая-то его часть (последний случай будет рассмотрен в главе 12).

§ 6. Научное значение спутников Луны

Можно указать три главных цели запусков автоматических станций на окололунные орбиты: 1) изучение детальной структуры поля тяготения Луны и, в частности, уточнение отношения массы Луны к массе Земли; 2) исследование вещества, излучений и магнитного поля в окололунном пространстве; 3) фотографирование лунной поверхности.

Первой цели служит любой искусственный спутник Луны, связанный со станциями наблюдений по радио и способный посылать собственные сигналы на Землю и возвращать на Землю полученные сигналы. Таким путем определяется положение спутника в пространстве, т. е. направление на спутник и расстояние до него (по времени прохождения радиосигнала туда и обратно), а также его лучевая («доплеровская») скорость — проекция скорости спутника относительно пункта наблюдения на луч зрения, т. е. скорость удаления или приближения спутника. Измерительным прибором при этом служит сам спутник, а показаниями прибора — перемещение спутника в пространстве. Искусственные спутники

Луны — главное средство сбора сведений о гравитационном поле Луны, так как возможно наблюдать длительную эволюцию их орбит, в то время как пролетная траектория испытывает лишь кратковременное воздействие притяжения Луны. Специально на систематические длительные наблюдения эволюции орбиты были рассчитаны советские спутники «Луна-14» (запущен 7 апреля 1968 г.) и «Луна-19» (запущен 18 сентября 1971 г.).

Исследования астро- и селенофизического характера с помощью окололунных станций весьма разнообразны. Их объектами могут являться [3.17]:

— магнитные поля Луны, Земли и межпланетного пространства и их взаимодействие,

— излучение поверхностных лунных пород (инфракрасное, рентгеновское, флюоресцентное, гамма-излучение), позволяющее косвенно судить о составе лунных пород;

— отражательные свойства лунной поверхности;

— ионосфера Луны (ее поиски);

— метеорные частицы;

— заряженные частицы в магнитном шлейфе Земли;

— частицы «солнечного ветра»;

— космическое радиоизлучение.

Спутниками, специально предназначенными для такого рода исследований, были советские «Луна-10, -11, -14, -19, -22» и американский «Лунар Эксплорер-35». Станция «Луна-10» была выведена на окололунную орбиту специально в тот период, когда Луна проходила магнитный шлейф Земли — область магнитных силовых линий, отбрасываемых на ночную сторону Земли «солнечным ветром». Научные задачи потребовали вывода станции «Луна-10» на околополярную орбиту, а станции «Луна-11», оснащенной примерно той же аппаратурой, — на орбиту, близкую к экваториальной [3.17].

Лунная ионосфера может изучаться как непосредственно, так и путем наблюдений прохождения радиосигналов при заходе спутника за Луну. Такие наблюдения проводились на советском спутнике «Луна-14» и американском «Лунар Эксплорер-35».

С помощью спутника «Лунар Эксплорер-35» проводилось исследование электромагнитных отражающих свойств различных участков лунной поверхности. С этой целью осуществлялся прием на Земле радиосигналов спутника, отраженных от поверхности Луны. Это позволяло делать косвенные заключения о составе и структуре поверхностных пород.

Американский спутник «Эксплорер-49», запущенный в июне 1973 г. на почти круговую окололунную орбиту высотой 1000 км, подобен по своей конструкции спутнику Земли «Эксплорер-38» (§ 2 гл. 6) и предназначен для проведения радиоастрономических наблюдений неба в те моменты, когда Луна защищает его от радиопомех Земли.

Фотографирование Луны является специфической задачей окололунных станций. Фототелевизионной аппаратурой были оснащены станции «Луна-12» (рис 98), «Луна-19, -22» и спутники серии «Лунар Орбитер».

С помощью спутников Луны были получены детальные фотографии всей лунной поверхности (в том числе невидимого полушария). Американские фотографии преследовали также цель выбора мест, удобных для посадки на Луну корабля с людьми. Со спутников «Лунар Орбитер» производилось фотографирование места падения космического аппарата «Рейнджер-8» и совершившего посадку аппарата «Сервейер-1».

Большой интерес представляет панорамное фотографирование (под небольшим углом к горизонту), позволяющее получить четкие (благодаря отсутствию атмосферы) изображения лунных пейзажей, удаленных на несколько сотен километров, с высоты в несколько десятков километров.

На середину 80-х гг. в США намечается одновременный запуск одной ракетой «Торад-Дельта» двух спутников Луны — LPO и «Реле», разделяющихся на пути к Луне через 15 ч после старта. LPO должен выйти на околокруговую орбиту высотой примерно 100 км с наклоном 85° и периодом обращения около 2 ч. Орбита будет неизбежно подвержена сильным возмущениям, поэтому спутник снабжен двигателем «Реле» выходит на круговую орбиту высотой 5000 км, наклоном 10° , периодом обращения 14 ч. Ожидается, что она в течение года будет слабо изменяться. Через «Реле» будет осуществляться слежение за орбитой «LPO», в частности за 60% ее невидимой части. Главная задача запуска — исследование аномалий гравитационного поля Луны; кроме того, будет производиться съемка Луны, магнитные и другие измерения.

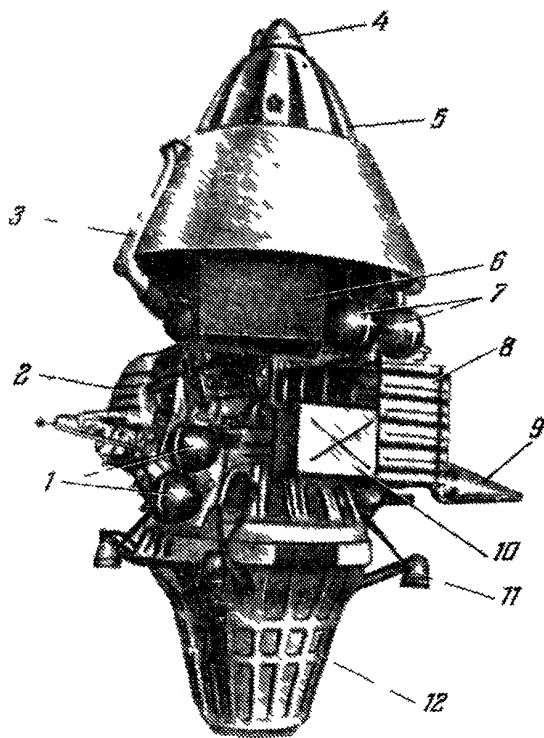


Рис 98 Общий вид автоматической станции «Луна 12»

Глава 11

ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ

§ 1. Траектории возвращения

Чтобы возвратиться из района Луны на Землю, космический аппарат должен преодолеть лунное притяжение, если он находился на поверхности Луны, или сойти с окололунной орбиты, если он был спутником Луны, таким образом, чтобы, вырвавшись из сферы действия Луны, начать падение на Землю. Геоцентрические траектории возвращения должны быть подобны траекториям достижения района Луны, но проходиться в противоположном направлении, т. е. это должны быть параболы и близкие к ним эллипсы и гиперболы. Скорость отлета с Луны должна составлять около 3 км/с, так как с такой примерно скоростью падает на Луну объект, направленный по аналогичным траекториям с Земли.

Необходимо, как мы увидим в следующем параграфе, чтобы траектория возвращения полого входила в атмосферу Земли. Уточнить вход можно путем коррекции, причем сделать это нужно как можно раньше, пока геоцентрическая скорость невелика (при выходе из сферы действия Луны она близка к 1 км/с) и легко исправить ее направление.

Пусть старт с Луны дается в тот момент, когда Луна находится в точке L_0 (рис. 99, а). Ввиду отсутствия у Луны атмосферы разгон может совершаться полого (как показано на рис. 99, а), что уменьшит гравитационные потери, но может совершаться и вертикально, что упрощает управление стартом. Селеноцентрическая гиперболическая траектория в сфере действия Луны показана на рис. 99, б. (В случае вертикального старта это была бы проходящая через центр Луны прямая, параллельная асимптоте гиперболы.) Космический аппарат выходит в точке K к границе сферы действия Луны со скоростью $v_{\text{вых}}$ в тот момент, когда Луна находится в точке L_1 . Геоцентрическая траектория L_0K внутри сферы действия показана на рис. 99, а. На рис. 99, в мы видим построение треугольника скоростей для нахождения вектора геоцентрической скорости выхода $V_{\text{вых}}$ по селеноцентри-

ческой выходной скорости $v_{\text{вых}}$ и по скорости Луны $V_{\text{Л}}$ в точке L_1 .

Рассмотрение рис. 99 позволяет сделать следующие выводы:

1) Гораздо легче вернуться на Землю по прямым геоцентрическим траекториям, чем по обратным (огibaющим Землю в направлении, противоположном движению Луны и направлению ее вращения). Последние потребовали бы большей селеноцентрической скорости выхода $v_{\text{вых}}$ для получения той же по величине геоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ (но направленной в сторону «обратного огибания» Земли).

2) При возвращении с Луны на Землю невозможен выход из сферы действия Луны в сторону движения Луны, т. е. фронтальная часть сферы действия является запретной для выхода после взлета (сравните с обратной закономерностью для полетов к Луне, указанной в § 1 гл. 9). Вертикальный старт возможен только в тыльной (восточной) части экваториальной зоны Луны (примерно район восточной части Моря Изобилия и материка восточнее его).

При скорости отлета с Луны порядка 2,5 км/с космический корабль направится к Земле по полуэллиптической траектории и после 5 сут полета войдет в земную атмосферу со скоростью, равной скорости отлета с Земли на Луну по аналогичной траектории, т. е. около 11 км/с.

При скорости отлета с Луны, равной 2,56 км/с, корабль выйдет к границе сферы действия Луны со скоростью 1 км/с. Если направить при этом корабль таким образом, чтобы его селеноцентрическая скорость на границе сферы действия была противоположна скорости Луны, то, очевидно, геоцентрическая скорость корабля будет равна нулю. Тогда корабль начнет падать на Землю по вертикальной траектории и через 5 сут войдет в атмосферу также со скоростью, примерно равной 11 км/с [3.22].

Такого же порядка, т. е. порядка второй космической скорости, будут и скорости входа в земную атмосферу космических аппаратов, облетевших Луну или стартующих с орбиты спутника Луны, так как во всех случаях геоцентрическая скорость выхода должна иметь величину от 0 до 1 км/с.

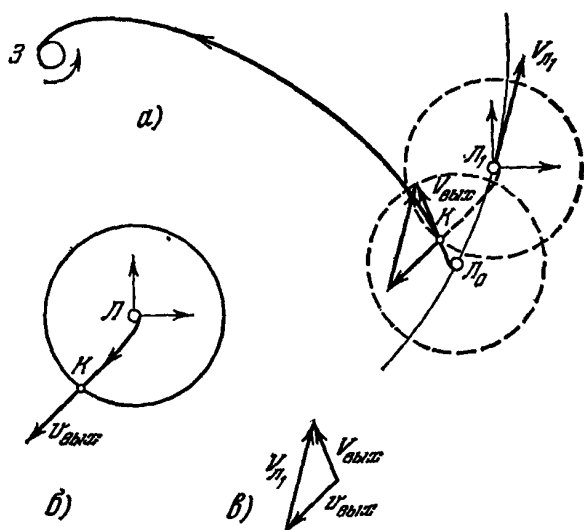


Рис. 99. Динамика возвращения с Луны на Землю. Масштабы расстояний и скоростей не соблюдены.

Как и при старте с Земли, отлет с Луны может сопровождаться предварительным выходом на окололунную промежуточную орбиту. Это позволяет преодолеть неудобства селенографического положения точки старта.

§ 2. Вход в земную атмосферу и спуск

Вход в атмосферу не может происходить чересчур круто, так как при этом участок торможения будет мал, время торможения коротко, нарастание плотности атмосферы происходит слишком стремительно. В результате космический аппарат или корабль с людьми на борту испытает слишком большие перегрузки, что может вызвать разрушение аппаратуры или — и это главное — гибель космонавтов. По существу, «крутыми» приходится считать почти все траектории возврата с Луны, перигей которых лежат под поверхностью Земли. Самой «крутой» является, естественно, прямолинейная (вертикальная) траектория.

Войдя в атмосферу, космический корабль под действием ее сопротивления сходит с кеплеровой траектории и опускается ниже. Поэтому перигей, о которых говорилось, фактически не достигаются даже в том случае, когда они лежат над земной поверхностью. Их называют *условными*.

Если условный перигей расположен слишком высоко над поверхностью Земли, то космический корабль встретит лишь слабое сопротивление разреженных слоев атмосферы, которое окажется недостаточным для того, чтобы заставить его опуститься на Землю. В результате он, потеряв небольшую часть скорости, вырвется в заатмосферное пространство и превратится в спутник Земли с большой эллиптической орбитой. Завершив один оборот, он снова войдет в атмосферу и, потеряв еще часть скорости, снова выйдет на эллиптическую орбиту, уже меньшего размера и несколько иначе расположенную. Апогей приблизится к Земле, перигей тоже приблизится, но очень слабо, а большая ось орбиты повернется на некоторый угол (на рис. 100 этот поворот преувеличен) из-за того, что направление выхода из атмосферы несколько отклонено от направления входа. Большое количество таких «тормозных эллипсов» позволяет в принципе постепенно погасить всю огромную скорость первоначального входа в атмосферу [3.23].

Недостатком метода тормозных эллипсов является то, что его использование делает почти невозможным предварительный выбор места посадки, а главное — требует долгого времени торможения. Кроме того, периодическое пересечение зон радиации оказывается опасным для здоровья космонавтов [3.25] и неприемлемым для возврата на Землю с Луны и планет. Поэтому повторный выход в заатмосферное пространство со скоростью, превышающей круговую, нежелателен.

Тем не менее метод «тормозных эллипсов» (или метод «затупляющей эллиптической орбиты») иногда рассматривается как возможный вариант спуска в случае аварийной ситуации [3.26].

Перигей траектории возвращения не должен лежать слишком высоко. Но он, как мы видели, не может быть и слишком низок. Следовательно, вход в атмосферу при возврате с Луны может происходить лишь в узком коридоре, нижняя граница которого определяется максимально допустимыми перегрузками, а верхняя — требованием

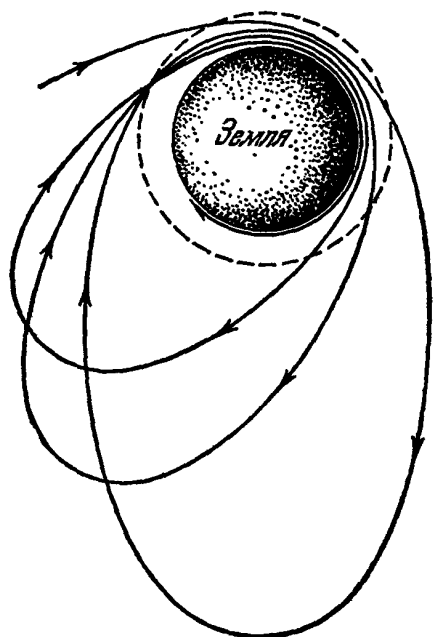


Рис. 100. Метод «тормозных эллипсов».

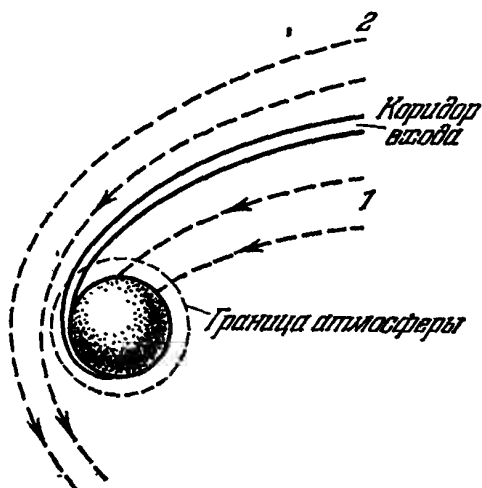


Рис. 101. Коридор входа в атмосферу: 1 — траектории опасных перегрузок, 2 — «сквозные» траектории, не приводящие к спуску («зона незахвата»).

уменьшения скорости по крайней мере до местной круговой, чтобы торможение закончилось при первом же входе в атмосферу (рис. 101) [3.27, 3.28].

Для возвращения на Землю необходимо попасть в намеченный узкий коридор. Под шириной коридора понимается разность высот условных перигеев двух граничных кеплеровых траекторий. Она настолько мала, что на обратном пути к Земле, безусловно, необходима коррекция траектории.

В самом деле, если считать, что коэффициент максимально допустимой перегрузки не должен превышать 10, то при входе в атмосферу со второй космической скоростью ширина коридора должна составить всего лишь 10 км. Примерно такие значения указываются в ряде работ [3.27, 3.29].

Существует, однако, способ спуска, позволяющий расширить коридор входа и обладающий еще рядом преимуществ. Это уже знакомый нам планирующий спуск, или спуск с аэродинамическим качеством.

Планирующий аппарат может представлять собой капсулу в форме затупленного конуса, повернутого на угол атаки, или конуса с пологим продольным срезом (аэродинамическое качество 0,2—0,5, как у американских кораблей «Джеминай» и «Аполлон»), или иметь несущий корпус (аэродинамическое качество 1 и более), или иметь крылья (аэродинамическое качество больше 2) [3.26, 3.28].

Допустим, что аппарат с аэродинамическим качеством вошел в атмосферу ниже «границы недолета» (нижней границы коридора входа), какой она должна была бы быть при баллистическом входе. Траектория в этом случае отклонится вверх, и аппарат сможет совершить посадку, медленно снижаясь, так что перегрузки не будут чрезмерными. Таким образом, нижняя граница коридора входа опустится [3.27, 3.28].

Верхнюю границу коридора входа («границу перелета») можно еще повысить аналогичным образом. Планирующий аппарат, оказавшись выше этой границы, сможет все же остаться в атмосфере, если будет создана отрицательная подъемная сила (планер летит «вверх ногами»), стремящаяся прижать аппарат к Земле [3.23, 3.25, 3.27, 3.28]. Когда опасность ухода в заатмосферное пространство минует, необходимо будет снова сделать подъемную силу положительной. Для этого планирующий аппарат должен перевернуться вокруг своей продольной оси [3.23].

Таким образом, в случае планирующего спуска ширина коридора входа определяется как разность высот двух условных перигеев: первый соответствует траектории, являющейся «границей захвата» (вылет из атмосферы со скоростью, близкой к круговой), когда используется отрицательная подъемная сила; второй соответствует траектории, на которой максимальная перегрузка является предельно допустимой, причем предполагается использование положительной подъемной силы.

Если обозначить ширину коридора входа через l , то для нее может быть указана следующая приближенная формула [3.30]:

$$l \approx \frac{1}{\lambda} \left(\mu + \ln \mu + 1 + \sqrt{2\pi} \frac{1 + \mu}{\sqrt{1 + \frac{1}{4} \pi \mu}} \nu \right),$$

где

$$\mu = \frac{n_{\max}}{(\bar{v}_{\text{вх.а}}^2 - 1) \sqrt{1 + (c_x/c_y)^2}},$$

$$\nu = \frac{n_{\max}}{\bar{v}_{\text{вх.а}} \sqrt{\bar{v}_{\text{вх.а}}^2 - 1} \sqrt{R\lambda} \sqrt{1 + (c_x/c_y)^2}}.$$

Здесь $\bar{v}_{\text{вх.а}}$ — безразмерная скорость входа в атмосферу, т. е.

скорость входа, отнесенная к местной круговой скорости ($\bar{v}_{\text{вх.а}} = v_{\text{вх.а}}/v_{\text{кр}}$); c_y/c_x — аэродинамическое качество входящего в атмосферу аппарата; n_{max} — максимально допустимый коэффициент продольной перегрузки, т. е. перегрузки в направлении движения (именно она, а не поперечная перегрузка и представляет опасность); R — радиус Земли; λ — так называемый «логарифмический декремент плотности», показывающий быстроту убывания плотности воздуха в атмосфере с высотой.

В связи с последним обозначением заметим, что изменение плотности ρ с высотой h над поверхностью Земли может быть приближенно записано в виде $\rho \approx \rho_0 e^{-\lambda h}$ (ρ_0 — плотность атмосферы на уровне моря), причем эта зависимость неплохо отражает истинное положение вещей до высоты $h \approx 80 \div 100$ км. Величина λ имеет размерность км^{-1} . Обратная ей величина $H = 1/\lambda$ называется «масштабным коэффициентом плотности» и имеет простой физический смысл: она показывает высоту в километрах, при подъеме на которую плотность воздуха уменьшается в $e \approx 2,718$ раза. Для Земли $H = 7,16$ км [3.29].

Собственно говоря, формулы для μ и v можно было бы упростить, учитывая, что для Земли $\sqrt{R\lambda} \approx 30$ и что при возвращении из района Луны $\bar{v}_{\text{вх.а}} \approx \sqrt{2}$, но мы этого не делаем, так как формула для ширины коридора входа l носит универсальный характер: она справедлива для входа в атмосферу любой планеты со скоростью, превышающей местную круговую.

Любопытно, что, как видно из приведенной формулы, ширина коридора зависит от быстроты изменения плотности атмосферы с высотой, но не от конкретного значения плотности, скажем, у поверхности планеты. Она зависит от отношения подъемной силы к силе лобового сопротивления, но не от конкретных значений этих сил и не от массы аппарата.

Заметим, что формула справедлива для случаев, когда вход совершается с не слишком малым аэродинамическим качеством. Ею, в частности, нельзя пользоваться для вычисления ширины коридора баллистического входа.

Использование подъемной силы позволяет значительно увеличить ширину коридора входа по сравнению с его шириной при баллистическом спуске (до 82 км по данным [3.29]). Кроме того, оно дает возможность дополнительного (в частности, бокового) маневрирования в атмосфере, что позволяет с гораздо большей точностью совершить посадку [3.25]. Если понадобится, может быть осуществлено рикошетирующее с целью увеличения дальности полета. При повторном (после рикошетирующего) погружении в атмосферу с помощью подъемной силы могут быть скомпенсированы ошибки предыдущего выхода из атмосферы. Если номинальная дальность с рикошетирующим составляет 15 000 км,

то аппарат с аэродинамическим качеством 0,4 может увеличить или уменьшить эту дальность на 500 км, а в случае аэродинамического качества 0,8—даже на 1500 км [3.29].

По сравнению с баллистическим спуском спуск с аэродинамическим качеством приводит к резкому снижению перегрузок, так как торможение растягивается на значительно больший промежуток времени.

Так как вблизи верхней границы коридора входа среда сильно разрежена, то для создания отрицательной подъемной силы нужной величины могут понадобиться слишком большие крылья. Поэтому возможно, что ту же цель повышения границы выгоднее будет достичь искусственным увеличением сопротивления с помощью тормозных устройств типа парашютов, выдерживающих высокие температуры [3.27].

С другой стороны, в конце спуска, когда скорость планирующего аппарата сильно снижается, несущий корпус делается неэффективен, и поэтому на последнем этапе мягкая посадка совершается с помощью парашютов или ракетного двигателя. Космические же планеры, обладающие аэродинамическим качеством порядка 3—4, могут садиться на беговые дорожки, как это и предусмотрено для орбитальных самолетов (например, «Шатл»).

В Советском Союзе были впервые возвращены на Землю автоматические аппараты, облежавшие Луну или побывавшие на ее поверхности.

§ 3. Возвращение на Землю космических аппаратов, облетевших Луну

Стартовавшая 15 сентября 1968 г. с промежуточной орбиты советская станция «Зонд-5» 18 сентября обогнула Луну, пройдя на расстоянии 1950 км от ее поверхности, и 21 сентября вошла со скоростью около 11 км/с в атмосферу. На пути к Луне на расстоянии 325 000 км от Земли и на обратном пути на расстоянии 143 000 км были проведены коррекции, причем первая обеспечила пролет Луны на заданном расстоянии, а вторая, с импульсом 0,35 м/с (0,005% скорости),— вход в атмосферу под заданным углом 5—6°. Перед входом от станции отделился спускаемый аппарат. Температура в слое газа между аппаратом и ударной волной достигала 13 000°. Баллистический спуск завершился посадкой в Индийском океане после того, как на высоте 7 км (при скорости 200 м/с) сработала парашютная система. Коэффициент перегрузки не превышал 10—16. Расчетная высота условного перигея 35 км. Увеличение этой высоты на 25 км привело бы к «незахвату» атмосферой, а уменьшение на 10 км — к чрезмерным перегрузкам и перегреву.

Через два месяца аналогичный облет Луны увенчался первым спуском с аэродинамическим качеством ¹⁾. 10 ноября 1968 г. с промежуточной околоземной орбиты с помощью вторично включенной второй ступени ракеты-носителя на траекторию облета Луны была выведена станция «Зонд-6», облетевшая Луну и вошедшая в атмосферу 17 ноября. На пути к Луне и обратно были проведены три коррекции (рис. 102), причем последняя обеспечила вход в коридор с расчетной шириной 20 км; средняя линия коридора имела условный перигей на высоте 45 км над Землей (под коридором здесь

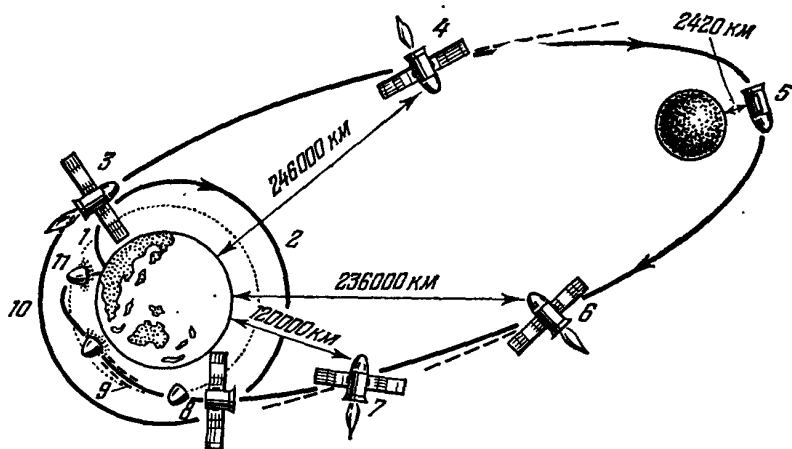


Рис. 102. Схема полета автоматической станции «Зонд-6»: 1 — выведение на промежуточную орбиту, 2 — промежуточная орбита, 3 — старт с орбиты к Луне, 4 — первая коррекция 12 ноября 1968 г., 5 — сближение с Луной, 6 — вторая коррекция 16 ноября, 7 — третья коррекция 17 ноября, 8 — отделение спускаемого аппарата, 9 — первое погружение в атмосферу и коридор входа, 10 — выход из атмосферы, 11 — вторичное погружение в атмосферу.

понимается не область, отделяющая «зону незахвата» от зоны опасных перегрузок, а «трубка» траекторий, ведущих в расчетный район посадки). Помимо точного входа в коридор требовался также подход к Земле в точно предусмотренное время: ошибка в 5—10 мин из-за вращения Земли привела бы к ошибке в 300 км. Перед входом в атмосферу была проведена астроориентация станции, после чего от нее был отделен спускаемый аппарат, колебания которого после отделения были погашены системой стабилизации. Эта же система развернула аппарат для создания угла атаки, обеспечивающего возникновение необходимой подъемной силы.

Вход в земную атмосферу произошел 17 ноября в южном полушарии на расстоянии нескольких тысяч километров от территории Советского Союза (в случае входа в северном полушарии траек-

¹⁾ Спуск с аэродинамическим качеством после входа в атмосферу со второй космической скоростью был впервые осуществлен в США 9 ноября 1967 г. Но скорость входа была достигнута не «естественным» путем после облета Луны, а «искусственно»: корабль «Аполлон-4» был переведен с низкой орбиты на эллиптическую с апогеем на высоте 17 000 км и затем был разогнан приложением тяги на нисходящей части эллипса до второй космической скорости.

тория спуска была бы короткой, с очень большими перегрузками). Без наличия подъемной силы посадки на территории Советского Союза оказалась бы невозможной. Управление спускаемым аппаратом производилось посредством изменения направления подъемной силы (последнее достигалось поворотом аппарата по крену). Когда аппарат летел ниже расчетной траектории, для возврата на нее использовалась положительная подъемная сила (направленная вверх), когда выше — отрицательная (направленная вниз).

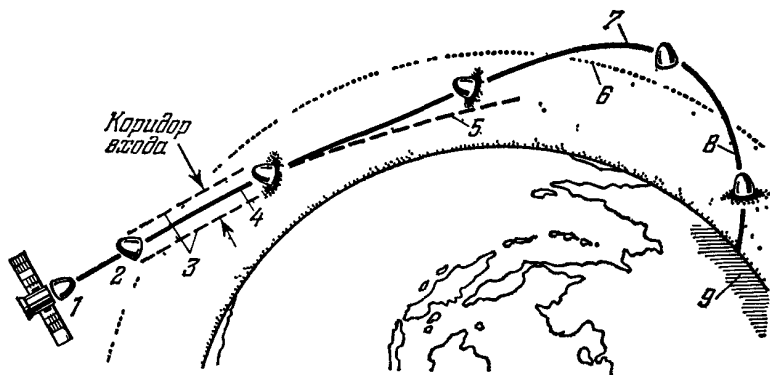


Рис 103 Схема маневрирования спускаемого аппарата (СА) станции «Зонд 6» в атмосфере Земли 1 — отделение СА, 2 — стабилизация СА, 3 — границы коридора входа, 4 — первое погружение СА в атмосферу, 5 — условная траектория (без учета атмосферы), 6 — условная граница атмосферы, 7 — высокоатмосферный (баллистический) полет, 8 — второе погружение в атмосферу, 9 — расчетный район посадки

Благодаря подъемной силе спускаемый аппарат после погружения в атмосферу двигался по траектории, которая изгибалась не вниз, как при баллистическом спуске, а вверх (рис 103). Поэтому аппарат вышел из плотных слоев атмосферы и перешел на участок неуправляемого баллистического полета. За время первого погружения в атмосферу скорость аппарата уменьшилась примерно с 11 до 7,6 км/с. Максимальные значения коэффициента продольной перегрузки составили 4—7.

Перед повторным погружением аппарат был развернут в определенное положение и стабилизирован. При этом погружении аппарат значительно меньше нагревался, чем при первом, но теплозащитное покрытие после первого погружения было ослаблено.

На высоте 7,5 км над земной поверхностью спускаемый аппарат затормозился до скорости 200 м/с, после чего была включена парашютная система и аппарат приземлился.

Наиболее трудной была организация управления на участке первого погружения [3.31, 3.32]. Целью управления на этом участке было обеспечение устойчивости движения и точного вылета за условную границу атмосферы (на высоте 100 км) — с заданной величиной и направлением скорости. Ошибка в величине скорости в 1 м/с или в угле вылета $0,01^\circ$ давала отклонение по дальности 25 км. Возможности управления дальностью на участке второго

погружения были ограниченными из-за уменьшившейся скорости полета (порядка круговой). При малом аэродинамическом качестве (примерно 0,3) возможно скомпенсировать промах в среднем не более $\pm 350 \div 400$ км [3.31].

Спускаемый аппарат имел осесимметричную сегментальноконическую форму, причем центр тяжести был смещен относительно оси симметрии. Тем самым аппарат располагался под углом атаки к набегающему потоку, вследствие чего обтекание становилось несимметричным и возникала подъемная сила.

8 августа 1969 г. в сторону Луны была запущена станция «Зонд-7», которая 11 августа облетела Луну и 14 августа вошла в земную атмосферу, совершив управляемый спуск с аэродинамическим качеством, подобный описанному выше 20 октября 1970 г. была запущена станция «Зонд-8», облетевшая 24 октября Луну и, в отличие от предыдущих полетов, вошедшая в атмосферу со стороны северного полушария; она совершила посадку в Индийском океане, в 730 км юго-восточнее архипелага Чагос

§ 4. Возвращение на Землю станций, совершивших посадки на Луне

12 сентября 1970 г. была запущена советская автоматическая станция «Луна-16», состоявшая из посадочной ступени и взлетной ступени — ракеты «Луна — Земля»; посадочная ступень представляла собой унифицированную в дальнейшем платформу для доставки на Луну различных грузов (в несколько модернизированном виде она использовалась для доставки на Луну передвижных лабораторий «Луноход» и, хотя и в мелком масштабе, видна на рис. 81 в § 8 гл. 8).

13 сентября была проведена единственная (из двух запланированных на пути к Луне) коррекция с помощью основного двигателя посадочной ступени, обладающего регулируемой тягой. 17 сентября в 2 ч 38 мин был повторно включен этот же двигатель, который сообщил тормозной импульс для перевода станции на окололунную орбиту высотой 110 км. Далее новый тормозной импульс превратил орбиту в эллиптическую высотой $15 \div 110$ км. Следующий маневр несколько повернул плоскость орбиты и уменьшил высоту апоиселения до 106 км.

20 сентября в 6 ч 06 мин начались операции по ориентации станции и программные развороты, подготавливающие мягкую посадку. При этом с 6 ч 41 мин до 7 ч 31 мин станция находилась за Луной. В 8 ч 12 мин вблизи периселения был включен основной двигатель посадочной ступени и станция перешла на траекторию снижения. Высота и вертикальная скорость спуска измерялись радиовысотометром и доплеровским измерителем скорости. При достижении заданных значений этих величин был еще раз включен основной

двигатель посадочной ступени, который выключился на высоте 20 м, когда скорость снижения упала до 2,5 м/с. При этом включились два двигателя малой тяги, обеспечившие мягкую посадку. Они были включены по сигналу гамма-высотомера в непосредственной близости от поверхности. Станция села в заданном районе Моря Изобилия ($0^{\circ}41'$ ю. ш., $56^{\circ}18'$ в. д.) на расстоянии 1,5 км от расчетной точки.

По команде с Земли было введено в действие грунтозаборное устройство, укрепленное на посадочной ступени. Специальным

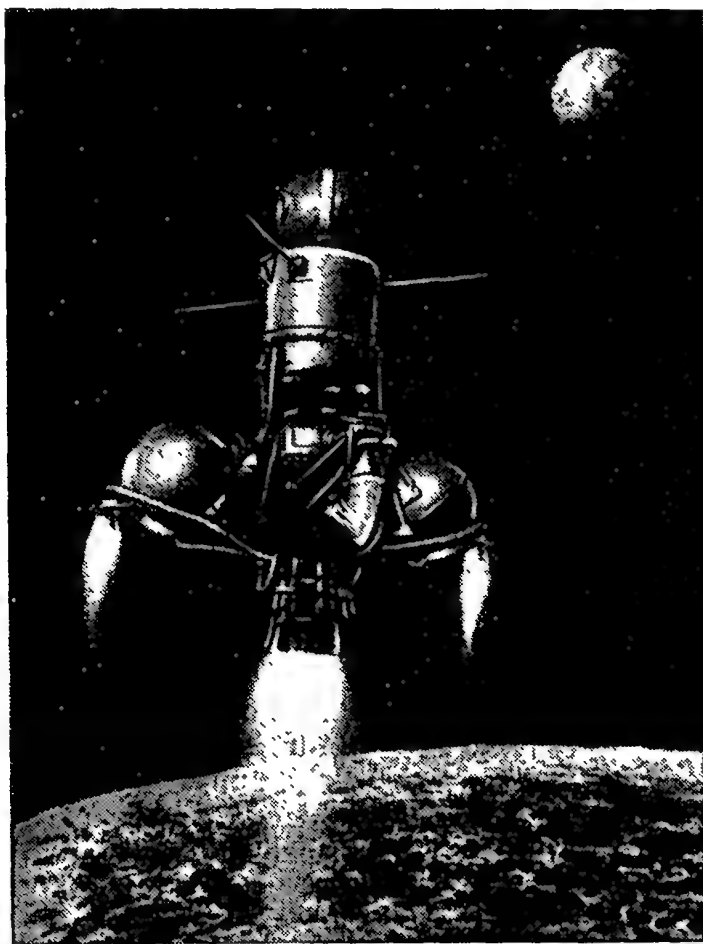


Рис. 104. Ракета «Луна — Земля».

буром производилось бурение и извлечение грунта, причем одновременно измерялась плотность исследуемой породы. Бур с лунной породой был затем подведен к приемному отверстию герметичного контейнера возвращаемого аппарата, находившегося наверху ракеты «Луна — Земля», и отверстие было герметизировано.

На поверхности Луны измерялись также температура элементов станции и уровень радиации.

21 сентября в 10 ч 43 мин ракета «Луна — Земля» взлетела с посадочной ступени как со стартовой платформы (рис. 104). ЖРД ступени был выключен после достижения скорости 2708 м/с, направленной строго радиально. Коррекция на пути к Земле не предусматривалась. 24 сентября в 4 ч 50 мин при подлете к Земле сферический возвращаемый аппарат был отделен от ракеты и в 8 ч 10 мин вошел в плотные слои атмосферы со скоростью, несколько превышающей 11 км/с. Максимальный коэффициент перегрузки равнялся 350, температура пограничного слоя $10\,000^{\circ}\text{C}$. На высоте 14,5 км при скорости 300 м/с раскрылся тормозной парашют, а на высоте 11 км — основной, и посадка совершилась в 8 ч 26 мин в 80 км юго-восточнее г. Джезказган в Казахстане.

В последующее время в том же примерно районе восточного полушария Луны совершили посадки станции «Луна-20» (1972 г.; $3^{\circ}32'$ с. ш., $56^{\circ}33'$ в. д.) и «Луна-24» (1976 г.; $12^{\circ}45'$ с. ш., $62^{\circ}12'$ в. д.). На Землю было доставлено соответственно 50 г грунта с глубины 30 см и 170 г с глубины около 2 м.

Глава 12

ЭКСПЕДИЦИЯ НА ЛУНУ

§ 1. Особенности траекторий полета человека

Полет человека на Луну выдвигает ряд специфических требований к организации экспедиции, благодаря чему она имеет особенности, резко отличающие ее от операций, осуществляемых при запусках автоматических лунных станций (АЛС). Эти особенности связаны с требованиями безопасности полета и резким возрастанием полезной нагрузки по сравнению с запусками АЛС.

Полеты человека на Луну могут в принципе происходить по тем же траекториям, что и полеты АЛС. Пересечение космическим кораблем окружающего Землю пояса радиации не представляет серьезной опасности для экипажа, так как продолжается лишь несколько часов.

Траектории полета человека должны быть пролетными, а не траекториями попадания. Это вытекает из требования максимальной безопасности перелета. Траектория должна проходить на расстоянии нескольких десятков километров от Луны. Вблизи Луны тормозной импульс должен перевести корабль на окололунную орбиту ожидания. Этот маневр дает свободу в выборе места посадки, позволяет еще раз проверить надежность систем перед тем, как начнется спуск на Луну.

Если возникает аварийная ситуация, корабль может вернуться с окололунной орбиты на Землю. Для этого нужно будет дополнить уже имеющуюся скорость спутника Луны в нужный момент до скорости, достаточной для полета на Землю, т. е. примерно до 2,5 км/с.

Если бы полет к Луне происходил по траектории попадания, то в случае обнаружения неисправностей следовало бы перевести корабль с помощью импульса бортового двигателя на пролетную траекторию с тем, чтобы попытаться, обогнув Луну, вернуться на Землю. Но если неисправность обнаружена непосредственно вблизи Луны перед самой посадкой, то такой маневр провести невозможно. Пришлось бы срочно, погасив скорость падения, сообщить кораблю затем скорость для возвращения на Землю. Практически это трудно сделать.

Однако и не всякая пролетная траектория, позволяющая вблизи Луны выйти на орбиту спутника Луны, может оказаться подходящей для экспедиции на Луну. Если существует неуверенность в том, что двигатель космического корабля включится при попытке перехода на окололунную орбиту, то пролетная траектория должна быть траекторией возвращения. Тогда при такой аварийной ситуации будет гарантирован «автоматический» возврат космонавтов на Землю (хотя бы при условии последующей успешной коррекции траектории). Траектории же полета к Луне, приводящие к разгону корабля и выбросу его из сферы действия Земли, несут элемент риска.

Но вернемся к орбитальному движению корабля вокруг Луны.

После окончательного выбора места посадки слабый тормозной импульс переводит корабль с орбиты ожидания на эллиптическую траекторию спуска. Траектория эта может быть настолько пологой, что при необходимости корабль посредством слабого дополнительного импульса может выйти на новую орбиту ожидания. Вблизи выбранного места посадки начинается окончательное ракетное торможение, причем на последнем этапе медленного равномерного спуска с помощью верньерных двигателей управление кораблем должно находиться в руках космонавта.

Такова принципиальная концепция проблемы полета человека на Луну, как она трактовалась в американской научно-технической литературе в начале 60-х годов [3.33]. Возможны, однако, различные варианты ее решения. В настоящей главе мы рассмотрим сравнительные достоинства и недостатки тех из них, которые не предусматривают спасения и вторичного использования отработавших ступеней ракет-носителей.

Заметим, что помимо экспедиции на поверхность Луны могут совершаться также *беспосадочные полеты* людей, сопровождающиеся превращением космического корабля в искусственный спутник Луны или простым облетом Луны.

Первая, более сложная, операция требует суммарной характеристической скорости, равной примерно 14,5 км/с. Она складывается из второй космической скорости выхода на траекторию полета к Луне (11 км/с), аэродинамических и гравитационных потерь при запуске (оцениваемых, по разным источникам, в 1,2÷1,6 км/с), импульсов выхода на орбиту спутника Луны и схода с нее (каждый не менее 0,8 км/с в случае низкой круговой орбиты) и резерва скорости на коррекции. Разница по сравнению с запуском автоматического спутника Луны заключается в затратах на возвращение на Землю.

Характеристическая скорость простого облета Луны не отличается от таковой для непилотируемого облета и несколько превышает 12 км/с. Экспедиция с временным выходом на орбиту искусственного спутника Луны требует больших энергетических затрат,

чем простой «безостановочный» пилотируемый облет Луны, однако она более проста с точки зрения управления. Безостановочный облет, подобный полетам аппаратов «Зонд-5—8», происходившим в 1968—1970 гг., требует высокой оперативности управления и большой точности выведения на траекторию полета. Невозможно изменить существенно план уже начавшейся операции, например задержать возвращение на Землю.

Летно-конструкторская отработка космического аппарата для полетов к Луне проводилась в автоматическом варианте при экспериментах с советскими станциями «Зонд-4—8». При этом станции «Зонд-5—8» совершили облет Луны со спуском в земной атмосфере (см. § 3 гл. 11).

В конце декабря 1968 г. и во второй половине мая 1969 г. в США были, в порядке подготовки высадки на Луне, осуществлены запуски на окололунные орбиты кораблей «Аполлон-8» и «Аполлон-10» с экипажами по три человека. Корабли совершали переход с первоначальной эллиптической орбиты высотой примерно $112 \div 312$ км на круговую орбиту высотой 112 км. От корабля «Аполлон-10» отделялся, кроме того, лунный отсек («Аполлон-8» его не содержал), также совершавший маневры (переход на эллиптическую орбиту с периселением на высоте 15,2 км, разделение ступеней отсека, стыковка с основным блоком).

Интересно отметить некоторые особенности, присущие операции запуска пилотируемого спутника Луны, а следовательно, и экспедиции на лунную поверхность.

Если траектория полета к Луне является облетной, то ближайшая к Луне ее точка располагается над обратной стороной Луны. Но именно в этой точке выгоднее всего сообщить тормозной импульс (см. § 2 гл. 10). Значит, маневр перехода на окололунную орбиту должен совершаться в условиях отсутствия радиосвязи с Землей.

В случае, если облет Луны близок к плоскому, движение по окололунной орбите должно быть обратным по отношению к обращению Луны вокруг Земли, так как сам облет совершается в обратном направлении (см., например, траектории во вращающейся системе отсчета на рис. 84).

Если первоначальная окололунная орбита была эллиптической с периселением над обратной стороной (в точке торможения), то переход на круговую или эллиптическую орбиту выгоднее всего совершать в этой же точке, т. е. опять-таки в условиях отсутствия радиосвязи с Землей.

Наконец, сход с окололунной орбиты для возвращения на Землю также должен совершаться над обратной стороной Луны (см., например, рис. 99, б), если движение вокруг Луны — обратное.

Перечисленные особенности были присущи окололунным орбитам всех кораблей серии «Аполлон».

§ 2. Прямой полет Земля — Луна — Земля (первый вариант лунной экспедиции)

Нам известны основные скоростные характеристики каждого этапа полета на Луну и обратно. Опираясь на них, мы можем рассчитать примерную стартовую массу ракеты-носителя при некоторых допущениях в отношении конструкции ракеты и используемого в ней топлива. Это позволяет оценить возможности постройки соответствующего носителя.

Так как мы не собираемся составлять подлинный проект экспедиции на Луну, то будем пользоваться лишь теми формулами, которые были выведены в главе 1, и исходить из тех упрощающих предположений, которые там делались.

Наши вычисления будут основываться на формуле (8) § 3 гл. 1:

$$P = \frac{M_0}{m_n} = e^{\frac{V}{w}} \left(\frac{s-1}{s - e^{\frac{V}{nw}}} \right)^n.$$

Здесь M_0 — начальная масса (перед стартом) всей ракетной системы вместе с космическим кораблем; m_n — масса полезной нагрузки, т. е. кабины с космонавтами, которая должна спуститься на Луну и затем вернуться на Землю; V — суммарная характеристическая скорость; w — эффективная скорость истечения выхлопных газов; s — структурный коэффициент (показатель совершенства конструкции) ступени; n — число ступеней, $e=2,71828$. Напомним, что эта формула выводилась в предположении, что скорость истечения w для всех ступеней одинакова (топливо одинаково для всех ступеней), конструктивные характеристики всех ступеней также одинаковы и потому одинаковы идеальные скорости всех ступеней.

Предположим, что для экспедиции на Луну используется шестиступенчатый ракетный комплекс, причем четыре ступени расходуются для вывода корабля на траекторию полета к Луне, а две — для посадки на Луну и старта с нее. Можно сказать и иначе (так обычно и говорят): ракета-носитель — четырехступенчатая, а космический корабль имеет две ракетные ступени. Пусть первые три ступени выводят космический корабль на промежуточную круговую орбиту спутника Земли, расположенную на высоте 200 км. Круговая скорость на этой высоте равна 7,8 км/с. Оценим величину гравитационных потерь скорости и потерь на сопротивление в 1,2 км/с, т. е. будем считать, что выход на орбиту потребовал характеристической скорости, равной 9 км/с. Каждая из использованных трех ступеней сообщила кораблю идеальную скорость 3 км/с.

Пусть теперь четвертая ступень («разгонный блок») в нужный момент в определенной точке околоземного пространства добавит к уже имеющейся круговой скорости еще 3 км/с, разогнав корабль

до скорости $10,8 \text{ км/с}^1$). На высоте 200 км минимальная скорость достижения Луны (соответствующая полуэллиптической орбите) равна примерно $10,9 \text{ км/с}$, а параболическая равна $11,0 \text{ км/с}$. Таким образом, для достижения Луны в четвертой ступени не хватит топлива на $0,1\text{—}0,2 \text{ км/с}$. Для нашего приближенного расчета это не имеет значения. Впрочем, мы можем считать, что после отделения четвертой ступени недостающие $0,1\text{—}0,2 \text{ км/с}$ были набраны с помощью включившейся на короткое время пятой ступени.

Полет до Луны должен продолжаться при минимальной скорости отлета 5 сут, при параболической — 2 сут. Поскольку возможности пятой ступени (как и предыдущих) по условию ограничены идеальной скоростью 3 км/с , а часть ее топлива (правда, очень небольшая) была даже использована при старте с околоземной орбиты, то нам придется отказаться от быстрого перелета, так как при параболической скорости отлета посадка на Луну потребует погашения скорости падения $2,9 \text{ км/с}$ (см. § 7 гл. 8). А ведь надо еще учесть небольшие гравитационные потери при посадке на Луну и обязательно предусмотреть расход топлива на коррекцию траектории на пути к Луне! Но, вспомнив, что минимальная скорость падения на Луну составляет $2,5 \text{ км/с}$ (§ 7 гл. 8), мы можем успокоиться: идеальной скорости пятой ступени хватит на осуществление благополучной посадки на Луну. Не нужно только набирать параболическую скорость отлета с околоземной орбиты.

При этом пятая ступень может использоваться как для непосредственной посадки, так и для посадки с использованием орбиты ожидания. Идеальные скорости для обеих операций можно считать одинаковыми.

Для возвращения на Землю у нас есть шестая ступень с ее идеальной скоростью 3 км/с . Этого достаточно для старта с Луны, требующего $2,5 \text{ км/с}$, учета гравитационных потерь (они незначительны, так как из-за отсутствия атмосферы возможен пологий старт с лунной поверхности) и коррекции на пути к Земле. Посадка же на Землю, как говорилось выше, осуществляется без расхода топлива.

Таким образом, суммарная характеристическая скорость всей экспедиции, равная сумме характеристических скоростей на всех этапах экспедиции (§ 2 гл. 3), составляет

$$V=9+3+3+3=18 \text{ км/с.}$$

Заметим, что суммарная характеристическая скорость не зависит от числа ступеней. Мы можем, например, считать, что для вывода на траекторию полета к Луне достаточно не четырех, а трех ступеней или что посадка на Луну и старт с нее могут быть осуществ-

¹⁾ Потерями скорости теперь можно пренебречь, так как этот дополнительный разгон происходит почти в горизонтальном направлении за пределами плотных слоев атмосферы.

лены с помощью одной и той же ступени. Последнее было бы особенно неразумным: зачем поднимать с Луны пустые баки из-под топлива, израсходованного при посадке? Но на вычислении суммарной характеристической скорости это не отразится, так как она зависит главным образом от свойств полей тяготения Земли и Луны, в некоторой степени — от гравитационных потерь и потерь на сопротивление и от нашей неуверенности в точности управления, определяющей резерв на коррекцию. При вычислении величины суммарной характеристической скорости мы рассказывали о порядке действия ступеней только для большей наглядности изложения.

Допустим теперь, что структурный коэффициент s равен 15, а скорость истечения составляет 3 км/с, что близко к характеристикам углеводородных горючих (см. § 4 гл. 1). Тогда для нашей шестиступенчатой ракеты мы найдем по табл. 16. Приложения II, что начальная масса ракетного комплекса в 885 раз больше полезной нагрузки.

Под массой полезной нагрузки следует понимать, помимо массы возвращающейся на Землю кабины с космонавтами и системой жизнеобеспечения, также и массу систем связи и управления, различных вспомогательных установок и т. д., которая, хотя и не возвращается на Землю (отбрасывается перед входом в атмосферу), все же входит в полезную нагрузку последней ракетной ступени. Если мы теперь примем, что полезная нагрузка $m_n = 5$ т, то начальная масса ракетного комплекса составит $M_0 = 4425$ т.

Интересно, что в нашем проекте на околоземную промежуточную орбиту первые три ступени выводят массу около 150 т (сюда не включена отброшенная пустая третья ступень, которая также выходит на орбиту). Масса же корабля с его двумя ракетными ступенями на пути к Луне составляет около 50 т (см. табл. 16 Приложения II).

Насколько облегчилась бы задача, если бы на всех ступенях ракеты применялось высококалорийное топливо, дающее скорость истечения «всего лишь» в полтора раза большую, чем мы принимали до сих пор! В самом деле, при скорости истечения 4,5 км/с относительная полезная нагрузка равнялась бы $P = 83,14$ (при $s = 15$), т. е. примерно бы соответствовала обычному запуску корабля на околоземную орбиту¹⁾. Хотя двигатели, работающие на жидком кислороде и жидком водороде, и дают скорость истечения около 4 км/с, но на нижних ступенях ракет их применение сильно затруднено (§ 4 гл. 1). Однако последний результат показывает, что серьезное уменьшение стартовой массы не является несбыточной мечтой.

¹⁾ Например, американская ракета-носитель «Атлас», выводившая в 1961—1963 гг. на орбиту корабли типа «Меркурий» массой примерно 1,5 т, имела стартовую массу около 120 т.

Расчет показывает, какая большая выгода достигается тем, что на погашение скорости сближения с Землей вовсе не тратится топлива. Если бы гасилась с помощью ракетного торможения хотя бы часть скорости, если бы, например, корабль перед спуском на Землю выходил на околоземную орбиту спутника, то при $s=15$ относительная полезная нагрузка оказалась бы равной 173,7 при скорости истечения 4,5 км/с. (Мы предполагаем, что для выхода на околоземную орбиту используется седьмая ступень, уменьшающая скорость сближения с Землей на 3 км/с; это доводит суммарную характеристическую скорость до 21 км/с).

Следует иметь в виду, что, «проектируя» нашу ракету-носитель, мы заботились в основном о наглядности и простоте вычислений, а не о наилучшем техническом варианте. Мы несколько занизили величину потерь скорости при старте с Земли и тем самым уменьшили как суммарную характеристическую скорость, так и значение относительной полезной нагрузки. С другой стороны, мы, принимая скорость истечения для всех ступеней равной 3 км/с, не учли, что по крайней мере у верхних ступеней она может быть значительно выше, и эта погрешность должна компенсировать предыдущую. В конструктивном отношении нет смысла, конечно, насильственно осуществлять подобие всех ступеней ракеты и снабжать их одинаковым топливом.

Отличие существующих проектов перелетов Земля — Луна — Земля от схематично набросанного выше заключается обычно еще и в том, что для выхода на околоземную промежуточную орбиту предназначаются две ступени, а не три, как у нас. Наличие лишней ступени, правда, уменьшает начальную массу ракетной системы, но зато и уменьшает ее надежность, увеличивает риск аварии.

Для прямого перелета на Луну и обратно с помощью одной ракеты в США в свое время был принят проект «Нова», предусматривавший постройку гигантской пятиступенчатой ракетной системы. Две первые ступени должны были выводить корабль на околоземную промежуточную орбиту, причем первая ступень должна была работать на керосине и жидком кислороде, а вторая — на кислородно-водородном топливе; третья, использующая кислородно-водородное топливо, предназначена была для схода с орбиты и выхода на окололунную орбиту ожидания; четвертая и пятая ступени (на том же топливе) должны были обеспечить посадку на Луну и взлет с нее. При возвращаемой на Землю полезной нагрузке 13,6 т ракета «Нова» должна была иметь стартовую массу 3140 т [3.34]. В дальнейшем проект ракеты «Нова» претерпел различные изменения и в конце концов начал предусматривать постройку ракеты массой 4500—5000 т. Но разработка и постройка такой ракеты требовали столько времени, что поставленная в США цель — высадка на Луне до 1970 г. — не могла бы быть осуществлена. Поэтому от проекта пришлось отказаться.

§ 3. Встреча в космосе и монтаж корабля (второй вариант лунной экспедиции)

Постройка огромных ракет, подобных описанным выше, встречает большие трудности. Дело не только в размерах самих ракет, но и в необходимости постройки больших наземных стартовых башен, в трудностях транспортировки к месту старта отдельных ступеней, в сложном поведении колоссальных количеств топлива во время старта. Нельзя ли обойтись все же ракетами меньшего размера?

Наши трудности, по существу, были вызваны тем, что все необходимое для экспедиции ракета-носитель должна захватить с собой с Земли. Между тем при земных путешествиях отнюдь не возбраняется запастись в пути, на промежуточных остановках, всем необходимым. Легко представить себе, насколько лучше бы обстояло дело, если бы мы могли рассчитывать, скажем, на то, чтобы топливо для возвращения с Луны на Землю ждало нас на самой Луне (пополнение запасов продовольствия и кислорода не имело бы большого значения). В самом деле, подсчет по формуле (2в) в § 1 гл. 1 показывает, что топливо на борту космического корабля, когда он стартует с поверхности Луны со скоростью 3 км/с, направляясь к Земле, составляет 63% его массы, если принять скорость истечения w равной 3 км/с, и 49%, если $w=4,5$ км/с. Во втором случае это, например, означает, что ракета-носитель, поднимающаяся с Земли, сможет иметь вдвое меньшую стартовую массу. Разумеется, топливо на Луну должно быть доставлено с помощью примерно такой же по мощности второй ракеты, которая может быть, в частности, и пилотируемой, т. е. автоматической. Конечно, в принципе могут быть использованы несколько, целая эскадрилья сравнительно небольших ракет, перевозящих на Луну отдельные части агрегата, предназначенного для возвращения.

Описанный метод, конечно, не может привести к экономии энергетических затрат на всю экспедицию. Вся его идея исходит из единственной предпосылки о том, что построить, скажем, три ракеты со стартовой массой по 1000 т легче, чем одну ракету в 3000 т. Недостаток метода заключается в необходимости очень точного управления ракетами, которое обеспечило бы им возможность посадки на Луну в достаточной близости друг от друга. Поверхность Луны весьма неровна, и перевозка грузов, особенно на первых порах, была бы тяжелой задачей.

Итак, заправка (или дозаправка) топливом на Луне могла бы облегчить лунную экспедицию.

Той же цели можно добиться, если осуществить заправку топливом и монтаж космического корабля не на лунной поверхности, а еще на пути к Луне, в «пустоте» мирового пространства. Но заправка на траектории, ведущей к Луне, требует обязательного одновременного старта двух или нескольких ракет. (В противном

случае последующие ракеты должны будут догонять предыдущие, развивая чрезмерно большую скорость, и затем включать тормозные двигатели для уравнивания скоростей, затрачивая на это топливо; энергетические затраты увеличатся.) Это неудобно. Гораздо лучше организовать встречу ракет на околоземной промежуточной орбите, без предварительного выхода на которую, как правило, все равно нельзя обойтись. Пребывание на орбитах вполне эквивалентно стоянкам при путешествиях по земной поверхности.

В одном из американских проектов предлагалось использование двух ракет-носителей типа «Сатурн-5», каждая с начальной массой 2700 т. Одна из ракет выводит на околоземную орбиту кабину с космонавтами, а другая присоединяет к ней двигательный отсек, позволяющий осуществить сход с орбиты, посадку на Луну и старт с нее [3.35].

В случае, если предполагается периодическое использование какой-либо промежуточной орбиты, на которой происходит монтаж лунных кораблей (*монтажная орбита*), целесообразно организовать на орбите постоянную подвижную платформу. На ней могла бы находиться бригада монтажников, а также «заодно» и коллектив исследователей. Орбита платформы, с учетом энергетических требований, должна быть расположена возможно ниже — 200—300 км над Землей [3.25]. Того же требуют и соображения защиты от радиационной опасности (монтажникам, возможно, придется работать вне космического корабля).

Использование постоянной орбитальной стартовой платформы позволяет совершать полеты к Луне только в те периоды, когда Луна приближается к линии пересечения плоскости орбиты платформы и плоскости лунной орбиты. В противном случае потребовался бы большой боковой импульс для выхода из плоскости орбиты платформы. Если бы плоскость орбиты платформы была неизменна, то в течение сидерического месяца существовало бы два «окна запуска». Ввиду же прецессии орбиты платформы (см. § 3 гл. 4) Луна как бы быстрее проходит путь в 180° от узла до узла, так как линия узлов вращается в сторону, противоположную движению Луны (мы предполагаем орбитальное движение платформы прямым, т. е. происходящим в сторону вращения Земли). Если, например, круговая орбита стартовой платформы имеет высоту 485 км и наклонение около 30° , то оптимальный момент запуска наступает каждые 9,05 сут [3.36].

Помимо описанных встреч на поверхности Луны, на пути к Луне и на околоземной орбите, возможны в принципе также встреча, стыковка и заправка топливом на окололунной орбите. Недостаток этого метода — трудность управления, связанная с большим расстоянием места операции от Земли. Не исключены также различные комбинации перечисленных выше методов [3.37]. Например, с орбиты вблизи Земли могут стартовать на Луну два собранных на ней

корабля — пассажирский и грузовой, причем грузовой доставляет на Луну топливо, необходимое пассажирскому кораблю для возвращения на Землю.

Дозаправка топливом на поверхности Луны или на околоземной орбите, или, наконец, на орбите спутника Луны, хотя и дает ряд выгод, но в принципе не уменьшает количества энергии, которую нужно затратить для того, чтобы космический корабль определенной массы, побывав на Луне, вернулся на Землю. Суммарная масса всех ракет, стартующих с Земли, при прочих равных условиях не будет меньше стартовой массы ракеты, предназначенной для прямого перелета Земля — Луна — Земля. Что же касается стоимости всего предприятия, то она даже возрастет, так как стоимость ракеты не пропорциональна ее массе: стоимость систем управления, навигации, счетно-решающих устройств и т. п. для небольшой ракеты не отличается, по существу, от стоимости соответствующих элементов большой ракеты. Надежность же операции, в которой участвует несколько ракет, вообще говоря, понижается.

§ 4. Разъединение и сближение на окололунной орбите (третий вариант лунной экспедиции)

Существует метод, позволяющий резко уменьшить затраты энергии на лунную экспедицию, а следовательно, и сильно ее удешевить, хотя этот метод и имеет свои специфические трудности. До сих пор мы считали, что вся полезная нагрузка лунной экспедиции обязана выйти на траекторию полета, благополучно опуститься на поверхность Луны, затем взлететь с нее, чтобы через 3—4 дня войти в земную атмосферу. То же касалось и отдельных ступеней ракеты. Например, последняя ступень, предназначенная для старта с Луны, должна была непременно целиком, со всем своим топливом, сначала опуститься на Луну, а затем стартовать с нее. На первый взгляд кажется, что иначе и быть не может. Но нельзя ли оставить по дороге к Луне часть полезной нагрузки и топлива, чтобы подобрать ее на обратном пути, когда она и понадобится? Зачем, например, тащить на поверхность Луны тепловую защиту, которая понадобится только при входе в атмосферу?

Вспомним, как поступали путешественники, штурмовавшие в свое время Северный или Южный полюс. Техника путешествий в полярных районах тогда также не была еще достаточно развита... По пути к цели создавались базы, на которых хранились запасы продовольствия, корм для ездовых собак и т. п.; это предназначалось для использования на обратном пути, чтобы уменьшить нагрузку, выпадавшую на долю людей и животных.

Но каким образом в пространстве между Землей и Луной можно создать аналогичные базы? Они могут быть созданы только на околоземной или окололунной орбите. Что полезного для дальнейшего

пути могли бы найти на орбите спутника Земли возвращающиеся с Луны путешественники? Разве лишь спускаемый аппарат.

Но это приобретение было бы получено чрезмерно высокой ценой: колоссальным возрастанием стартовой массы ракеты-носителя из-за необходимости уменьшить при выходе на околоземную орбиту скорость корабля на 3 км/с.

Остается рассмотреть окололунную орбиту. Что можно здесь оставить? Прежде всего, то оборудование, которое нужно специально для входа в земную атмосферу, затем топливо, необходимое для дополнения скорости искусственного спутника Луны до величины порядка 2,5 км/с (см. § 1 гл. 11). Это значит, что на поверхность Луны нужно будет опустить и затем поднять с нее значительно меньшую массу, следовательно, расход топлива на торможение при посадке и при взлете сильно уменьшится, а значит, при старте с Земли можно будет сэкономить еще во много крат больше топлива. В результате резко уменьшится стартовая масса ракеты-носителя.

Идея выхода космического корабля на окололунную орбиту с последующим отделением от него посадочного отсека с целью получения энергетического выигрыша впервые была выдвинута советским ученым Ю. В. Кондратьюком.

§ 5. Экспедиции по программе «Аполлон»

Изложенный выше третий вариант лунной экспедиции был положен в основу американской программы «Аполлон». По этой программе было совершено шесть удачных экспедиций и одна неудачная, которые стартовали: «Аполлон-11» — 16 июля 1969 г., «Аполлон-12» — 14 ноября 1969 г., «Аполлон-13» — 11 апреля 1970 г. (неудачная), «Аполлон-14» — 31 января 1971 г., «Аполлон-15» — 26 июля 1971 г., «Аполлон-16» — 16 апреля 1972 г., «Аполлон-17» — 7 декабря 1972 г. Осуществление программы стало возможным после создания мощной ракеты-носителя «Сатурн-5», первый запуск которой состоялся в 1967 г.

Общая длина ¹⁾ ракетно-космической системы «Сатурн-5» — «Аполлон» составляет 111 м, а начальная масса примерно 2950 т. На рис. 105, а указаны некоторые размеры частей системы.

Первая ступень ракеты «Сатурн-5», носящая обозначение S-IC, имеет массу 2280 т, причем масса топлива равна 2149 т. На ступени установлены пять двигателей F-1: четыре — в кардановых подвесах по периферии, способные отклоняться на угол 7° , и один, фиксированный, — в центре, направление тяги которого всегда совпадает с продольной осью ракеты. Двигатели F-1 рассчитаны на

¹⁾ Сборка советских ракет происходит в горизонтальном положении, а американских — в вертикальном, так что лучше, пожалуй, говорить о высоте американской системы.

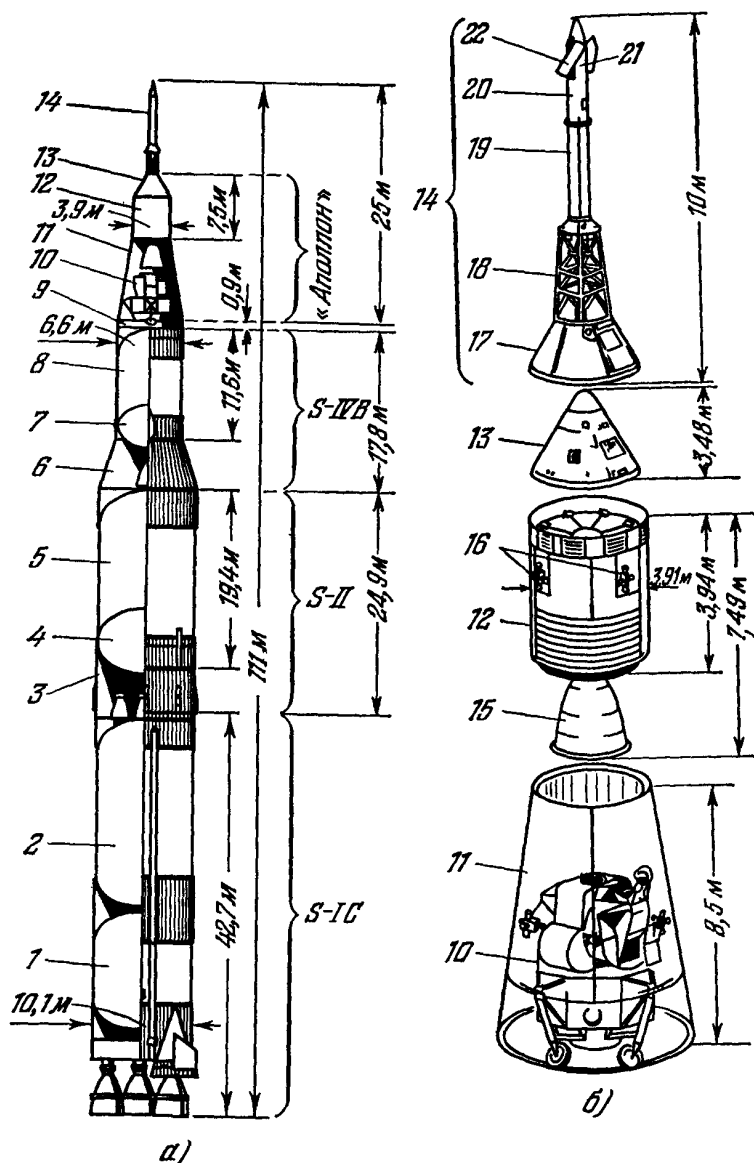


Рис 105 Ракетно космическая система «Сатурн 5 — Аполлон» а) структура системы в целом, б) компоновка корабля «Аполлон» S-IC — первая ступень, S-II — вторая ступень, S-IVB — третья ступень, 1 — бак горючего первой ступени, 2 — бак окислителя первой ступени, 3 — переходник между первой и второй ступенями, 4 — бак окислителя второй ступени, 5 — бак горючего, 6 — переходник между второй и третьей ступенями, 7 — бак окислителя третьей ступени, 8 — бак горючего третьей ступени, 9 — приборный отсек LM, 10 — лунный отсек, 11 — переходник LMA, 12 — служебный отсек, 13 — командный отсек, 14 — система аварийного спасения (САС), 15 — маршевый двигатель служебного отсека, 16 — блоки двигателей системы ориентации и стабилизации, 17 — теплозащитный экран, 18 — ферма САС, 19 — основной РДТТ САС, 20 — РДТТ для отбрасывания САС, 21 — вспомогательный РДТТ, 22 — аэродинамические рули САС

однократное включение и действуют в течение примерно 150 с. Кроме того, на корпусе ступени S-IC установлены восемь тормозных РДТТ тягой 39 тс каждый, предназначенных для отделения первой ступени после расцепки.

Вторая ступень S-II имеет массу 485 т (с переходником), в том числе 444 т топлива (жидкий водород и жидкий кислород). На ней установлены пять двигателей J-2 (четыре — по периферии в кардановых подвесах, пятый, неподвижный, — в центре). Двигатели работают в течение 370 с. На ступени установлены также пять РДТТ (каждый тягой 10,2 тс), сообщающих ступени после некоторого периода невесомости искусственную тяжесть на период 4 с для осадки топлива, и четыре тормозных РДТТ (каждый тягой 17 тс) для отделения ступени.

Третья ступень S-IVB имеет массу 122 т (с переходником), в том числе 107 т топлива (жидкий водород и жидкий кислород). Она содержит один двигатель J-2, включающийся примерно на 160 с при выведении корабля «Аполлон» на околоземную орбиту ожидания и на 320 с при выведении его на траекторию полета к Луне. Имеются также два двигателя для осадки топлива (тягой по 1,45 тс).

К верхней части ступени жестко прикреплен *приборный отсек* IU (Instrument Unit) массой 1,95 т, который содержит аппаратуру инерциальной системы управления, счетно-решающее устройство, телеметрическую систему, радиоаппаратуру для траекторных измерений, источники электроэнергии, а также систему терморегулирования.

Полезная нагрузка ракеты состоит из трех отсеков космического корабля «Аполлон», переходника и системы аварийного спасения (рис. 105, б). Ее масса при полете корабля «Аполлон-11» составляла 49 762 кг, при полете «Аполлона-15» — 53,5 т.

Командный отсек CM (Command Module) массой 5561,5 кг¹⁾ (в том числе 111 кг топлива) является той частью всей ракетно-космической системы, которая после завершения экспедиции должна благополучно возвратиться на Землю. Кабина имеет объем 6 м³. На конической части отсека расположены 12 двигателей (каждый тягой 42,2 кгс) системы управления ориентацией, которые используются только на этапе входа в атмосферу. С их помощью регулируется подъемная сила (путем изменения угла крена), возникающая из-за отклонения центра масс отсека от продольной оси.

Служебный (двигательный) отсек SM (Service Module) имел массу 23 264,3 кг, в том числе 18,5 т топлива для маршевого дви-

¹⁾ Указываются (в случае, если нет оговорок) массы для корабля «Аполлон-11». Значения в других полетах мало отличались от приведенных. Точные числовые значения, приводимые в различных источниках, зачастую не согласуются между собой.

гателя (горючее — 50%-ная смесь безводного гидразина с несимметричным диметилгидразином, окислитель — четырехокись азота) и 608 кг топлива для вспомогательных двигателей. Маршевый двигатель может отклоняться на 8° , рассчитан на 50 включений, тяга

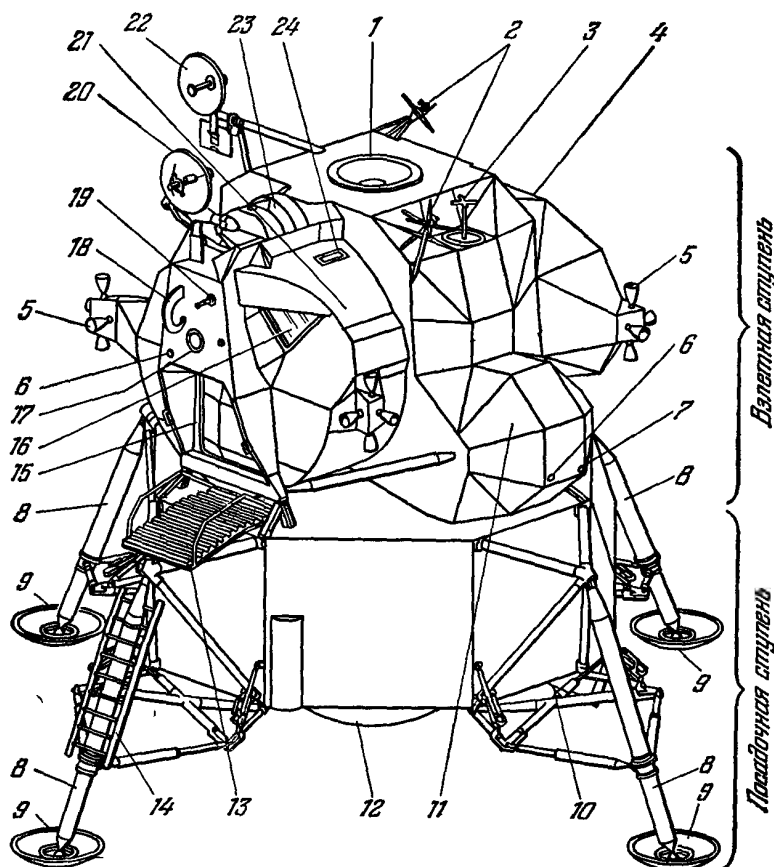


Рис. 106. Лунный отсек корабля «Аполлон»: 1 — стыковочный люк, 2 — антенна метрового диапазона волн, 3 — стыковочная мишень, 4 — хвостовая секция взлетной ступени для размещения оборудования, 5 — блок вспомогательных двигателей, 6 — антенна, работающая в диапазоне частот С, 7 — источник света, 8 — посадочное шасси, 9 — тарельчатая пята ноги шасси, 10 — антенна радиолокатора системы управления посадкой, 11 — средняя секция взлетной ступени, 12 — двигатель посадочной ступени, 13 — площадка у переднего люка, 14 — лестница для спуска на поверхность Луны, 15 — передний люк для выхода на поверхность, 16 — треугольное окно для командира корабля, 17 — импульсный источник света, 18 — серповидная антенна приемника метрового диапазона, 19 — фиксированная антенна, работающая в диапазоне частот S, 20 — антенна радиолокатора для встречи на орбите, 21 — герметичная кабина космонавтов, 22 — поворотная антенна, работающая в диапазоне частот S, 23 — инерциальный измерительный блок, 24 — окно в потолке для наблюдения при встрече и стыковке с основным блоком.

его равна 9,3 тс (не регулируется), удельный импульс 308 с, запас характеристической скорости 2,5 км/с. Он используется для маневров на пути к Луне, вблизи Луны и при возвращении на Землю. Вокруг отсека расположены 16 двигателей системы управления ориентацией и стабилизацией, собранных в четыре блока (тяга каждого двигателя 45,4 кгс). Они используются также при операциях стыковки, так как могут сообщать и поступательное движение.

Командный и служебный отсеки вместе образуют *основной блок* корабля «Аполлон»¹⁾. Он существует как одно целое до момента, предшествующего входу в земную атмосферу.

Лунный отсек LM (Lunar Module), или *лунный корабль*, предназначен для высадки двух космонавтов на Луну и возвращения их на окололунную орбиту (рис. 106). Масса отсека 15 075,1 кг, в том числе 10,5 т топлива (того же, что и в служебном отсеке). Расстояние между противоположными пятнами выпущенного шасси 9,5 м. Отсек состоит из посадочной ступени массой около 10 т и взлетной ступени массой около 4 т; каждая ступень имеет собственные двигатель и топливные баки. Хрупкая конструкция отсека рассчитана на слабое лунное притяжение.

Посадочная ступень (сухая масса 2035,3 кг) снабжена шарнирно подвешенным двигателем с регулируемой тягой, максимальная величина которой равна примерно 4,5 тс. При двух различных режимах работы двигателя тяга составляет 10—65% и 95—100% максимальной тяги. Удельный импульс двигателя 313 с, максимальная продолжительность работы 1000 с, характеристическая скорость 2,3 км/с (запас топлива 8217 кг).

Взлетная ступень (сухая масса без космонавтов 2181,0 кг) содержит кабину (объем 6,7 м³, в том числе 4,53 м³ — свободный объем для двух космонавтов), основную часть системы жизнеобеспечения, системы навигации и управления, источники электроэнергии. Кабина лишена кресел; космонавты поддерживаются ременной системой. Основной двигатель взлетной ступени имеет постоянную тягу 1,59 тс и не поворачивается; характеристическая скорость равна 2,3 км/с (запас топлива 2367,2 кг). 16 вспомогательных двигателей собраны в четыре блока (тяга каждого двигателя 45,4 кгс) и служат для ориентации и стабилизации всего лунного отсека или взлетной ступени, а также для отделения лунного отсека от основного блока, горизонтальных перемещений при висении над лунной поверхностью и т. д. (запас топлива 274,2 кг).

Начальная масса космического корабля «Аполлон-11», складывавшаяся из перечисленных выше масс трех отсеков корабля, равнялась 43 900,9 кг. По мере осуществления программы «Аполлон» корабль подвергался некоторым модификациям. Увеличилась масса основного блока. В нем стал размещаться комплект научных приборов и «субспутник», выводившийся на самостоятельную орбиту вокруг Луны. Расширение программы пребывания космонавтов на Луне (в частности, использование вездехода) привело к увеличению массы лунного отсека. Масса корабля «Аполлон-15» уже составляла 48 760 кг.

Лунный отсек при старте с Земли помещен внутри *переходника LMA (Lunar Module Adapter)* массой 1816 кг, который предохраня-

¹⁾ Именно он стыковался в 1975 г. с кораблем «Союз».

няет отсек от аэродинамических нагрузок при прохождении плотных слоев атмосферы. К переходнику (а не к лунному отсеку!) пристыкован основной блок.

На самом верху системы «Сатурн-5 — Аполлон» крепится *система аварийного спасения* LES (Launch Escape Tower) массой 4045 кг. Ее ферма укреплена на теплозащитном экране, предохраняющем командный отсек на участке подъема в атмосфере. Система состоит из трех РДТТ: в случае угрозы аварии одновременно включаются два РДТТ, и командный отсек, отделившись от служебного, уносится в море. В верхней точке включается третий РДТТ, отбрасывающий систему спасения, после чего раскрываются парашюты. Если аварии не произошло, этот двигатель отбрасывает систему спасения вместе с теплозащитным экраном на высоте 70—80 км.

Перейдем теперь к последовательному изложению операций, которыми сопровождается экспедиция на Луну.

В соответствии с программой в момент $T+2$ мин 15 с (T — момент отрыва от стартового стола) должен быть выключен центральный двигатель первой ступени, а в момент $T+2$ мин 40,8 с — остальные. Еще через 2,4 с выключаются двигатели второй ступени S-II, а через 25 с после этого сбрасывается система аварийного спасения вместе с теплозащитным экраном. Двигатели второй ступени выключаются в момент $T+9$ мин 11,4 с на высоте 185,9 км при дальности 1640 км и скорости 6,94 км/с. В момент $T+9$ мин 15,4 с включается двигатель J-2 третьей ступени S-IVB, который, не выработав всего топлива, выключается в момент $T+11$ мин 40,1 с. В результате третья ступень вместе с приборным отсеком IU и кораблем «Аполлон» (масса 136 т) достигает скорости 7,79 км/с на расстоянии 2713 км от мыса Канаверал и выходит на орбиту высотой 188 км и наклоном 32,6°.

В момент $T+2$ ч 44 мин 14,8 с на втором витке, повторно включается двигатель J-2 ступени S-IVB и через 5 мин 48,3 с сообщает приращение скорости 3041,2 м/с. В результате третья ступень с кораблем «Аполлон» (общая масса 63 т) выходит на траекторию полета к Луне на высоте 322,7 км с начальной скоростью 10 846,7 м/с.

На пути к Луне производится перестроение отсеков корабля (рис. 107, а). После этого корабль принимает конфигурацию, показанную на рис. 107, б, повторно разворачивается на 180° и после получения слабого импульса (6 м/с при полете «Аполлона-11») удаляется от ступени S-IVB.

Ступени S-IVB при полетах кораблей «Аполлон-11» и «Аполлон-12» затем получали небольшой импульс путем слива остатков топлива и, перейдя на новую орбиту, разгонялись потом в сфере действия Луны и покидали сферу действия Земли. Во всех последующих полетах ступени направлялись на Луну для искусственного возбуждения сейсмических колебаний лунной коры, эквивалентных последствиям взрыва 11 т тринитротолуола (скорость удара при

падении порядка 2,5 км/с). На фотоснимках, сделанных с окололунной орбиты в ходе операций программы «Аполлон», были

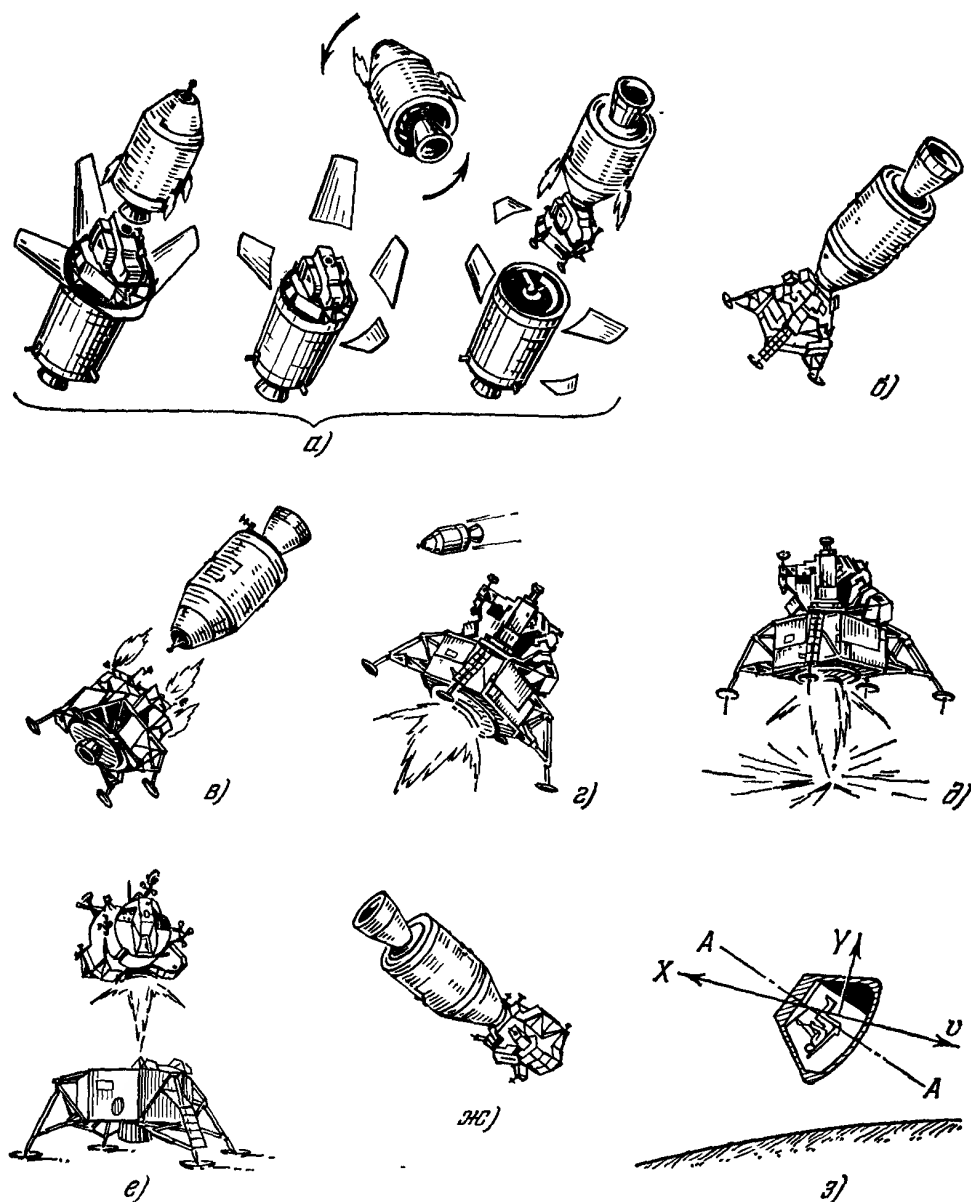


Рис. 107. Некоторые этапы полета по программе «Аполлон». а) перестроение отсеков на пути к Луне (отход основного блока от третьей ступени, поворот на 180° , отделение и отход перестроенного корабля от третьей ступени); б) корабль вблизи Луны (шасси в рабочем положении); в) отделение лунного отсека от основного блока; г) сход лунного отсека с окололунной орбиты; д) посадка лунного отсека; е) старт взлетной ступени лунного отсека; ж) стыковка взлетной ступени с основным блоком; з) вход командного отсека в земную атмосферу (АА — продольная ось отсека, v , X , Y — направления векторов скорости, силы лобового сопротивления и подъемной силы).

обнаружены кратеры диаметром несколько десятков метров, образовавшиеся на Луне при падении ступеней S-IVB.

При первой экспедиции на Луну траектория полета корабля «Аполлон-11» являлась траекторией свободного возвращения: в

случае выхода из строя маршевого двигателя служебного отсека корабль, обогнув Луну на расстоянии 110 км от поверхности, вернулся бы полого в атмосферу Земли и в момент $T+145$ ч 04 мин приводнился в запасном районе Тихого океана, причем необходимые коррекции могли быть совершены с помощью маломощных двигателей ориентации и стабилизации командного отсека. Благодаря уверенности в том, что маршевый двигатель «не подведет», последующие полеты к Луне проходили иначе. Сначала корабль двигался по траектории, отстоящей на 3000 км от лунной поверхности. Без дополнительных импульсов корабль при этом, выйдя из сферы действия Луны, стал бы двигаться по геоцентрической гиперболе и, пройдя на расстоянии 82 000 км от Земли, вышел бы из сферы действия Земли. Для входа в атмосферу понадобились бы коррекции, производимые с помощью маршевого двигателя или вспомогательных двигателей основного блока, или двигателей лунного отсека. При невозможности их осуществить корабль обречен на вечное движение по орбите вокруг Солнца... Однако в действительности обязательная вторая коррекция, производимая после 31 ч полета к Луне (из четырех возможных на пути к Луне), переводит посредством импульса 19,5 м/с корабль на «гибридную» траекторию, проходящую на расстоянии примерно 120 км от Луны. Преимущество «гибридной» траектории — в экономии топлива и в лучших условиях управления и слежения с Земли на начальном участке и в момент посадки на Луну.

Около ближайшей к Луне точки траектории (над обратной стороной Луны) включается примерно на 6 мин маршевый двигатель основного блока, уменьшающий селеноцентрическую скорость примерно с 2,5 км/с до 1,7 км/с и корабль переходит на эллиптическую окололунную орбиту с апоселением на высоте примерно 315 км.

При полетах кораблей «Аполлон-11, -12» далее с помощью нового тормозного импульса маршевого двигателя корабль переводился на слабоэллиптическую орбиту высотой от 100 до 120 км, которая вследствие возмущений из-за нецентральности поля тяготения Луны сама затем по расчетам должна была превратиться в круговую высотой 111 км. С этой «базовой» орбиты и совершается переход отделившегося лунного отсека с двумя космонавтами на эллиптическую орбиту снижения с периселением на высоте примерно 15 км вблизи избранного места посадки. Тормозной импульс сообщается двигателем посадочной ступени.

По более позднему варианту плана (начиная с полета «Аполлона-13») на орбиту снижения с высотой периселения 15 км с помощью маршевого двигателя основного блока должен был переводиться весь корабль «Аполлон» прямо с начальной эллиптической орбиты, и отделение лунного отсека производится уже после этого. Основной блок затем с помощью разгонного импульса

переходит на базовую орбиту ожидания высотой 111 км. Этот маневр позволял экономить топливо посадочной ступени лунного отсека для увеличения времени зависания над Луной в конце посадки.

Заключительный этап посадки начинается включением двигателя посадочной ступени вблизи периселения, на высоте 15 км и расстоянии 480 км от места посадки. Через 26 с тяга делается максимальной. Еще через 4 мин бортовой радиолокатор начинает сообщать высоту, а через 2 мин после этого — скорость корабля относительно поверхности. При этом тяга уменьшается до 60% от максимальной. Через 8 мин 24 с торможения на высоте 2,35 км и расстоянии 8,2 км от места посадки, при горизонтальной скорости 152 м/с и вертикальной 45,7 м/с начинается этап дальнего подхода с возможностью ручного управления. Наконец, через 10 мин 6 с после начала торможения начинается этап ближнего подхода — до места посадки 550 м, высота 159 м, горизонтальная составляющая скорости 16,8 м/с, спуск почти вертикален. Вертикальное снижение начинается на высоте 46 м, причем автоматически поддерживается постоянная скорость 0,9 м/с. Предусмотрена возможность зависания над Луной, для чего тяга должна уменьшаться в точном соответствии с уменьшением массы корабля, чтобы не начался подъем. Двигатель выключается космонавтами через 1 с после того, как получен сигнал о касании поверхности одним из щупов (стержни длиной 170 см) на пятах посадочных опор. Такова расчетная схема посадки корабля «Аполлон-11».

Пребывание двух космонавтов на Луне сопровождалось в каждой экспедиции их двух-трехкратным выходом на поверхность для установки научной аппаратуры, проведения экспериментов, прогулок к заданным объектам (например, при полете «Аполлона-12» — к аппарату «Сервейер-3», совершившему посадку на расстоянии 180 м в 1967 г.), сбора образцов минералов. При полете «Аполлона-14» в распоряжении космонавтов была ручная тележка, а начиная с полета «Аполлона-15» — вездеход массой 208 кг (рис. 108), способный развивать максимальную скорость 13 км/ч (рекордная скорость 17 км/ч на небольшом склоне при полете «Аполлона-16»), обладающий ходом до 92 км и выдерживающий нагрузку до 490 кг. Шесть экспедиций доставили на Землю около 400 кг лунных образцов. Из доставлявшихся на Луну каждой экспедицией комплектов «Алсеп» — приборов, предназначенных для многолетних послеполетных экспериментов, — особо должны быть отмечены сейсмометры и лазерные отражатели (все они были выключены лишь в сентябре 1977 г. из-за истощения источников энергии и, главным образом, сокращения ассигнований на наземное обслуживание). В полетах кораблей «Аполлон-15, -16, -17» большой комплект научной аппаратуры находился в одной из секций служебного отсека. Необходимые материалы забирались отсюда при выходе в космос пилота командного отсека.

Возвращение двух космонавтов с Луны (рис. 109) начинается вертикальным стартом взлетной ступени с помощью основного двигателя. Затем ступень отклоняется от вертикали и через 7 мин после старта выходит (в точке 2, рис. 109) на начальную орбиту

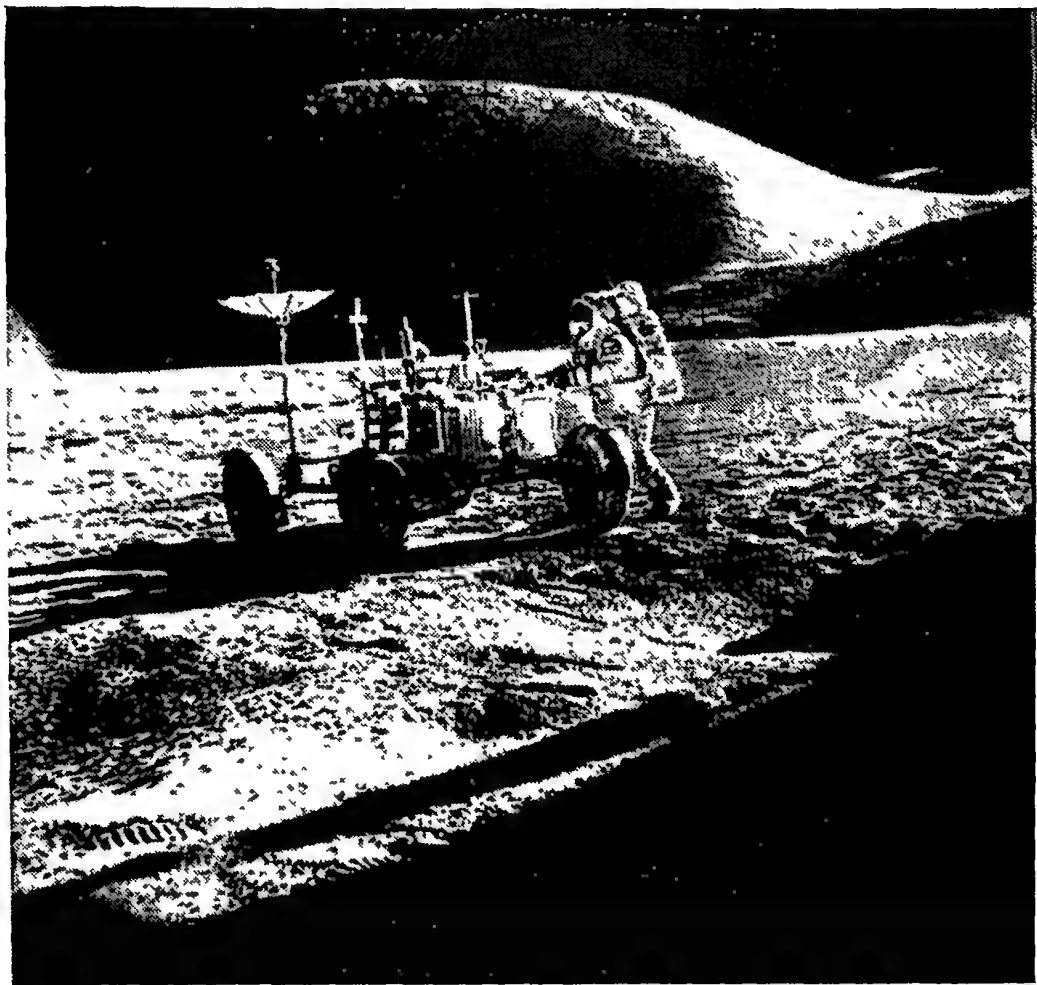


Рис. 108. Вездеход на пути к горе Хэдли, освещенные гребень и вершина которой видны вдали (экспедиция на «Аполлоне-15»).

с периселением на высоте 16,7 км и апоселением на высоте 83,3 км («Аполлон-11»). Последующее сложное маневрирование производится с помощью двигателей системы ориентации и стабилизации.

Взлетные ступени при первых двух экспедициях на Луну сначала посредством импульса 15,07 м/с в апоселении 3 выходили на круговую орбиту, затем, после исправления, если было необходимо, плоскости орбиты в точке 4, переводились в точке 5 импульсом 1,37 м/с на близкую к круговой эллиптическую орбиту, имеющую ту же линию апсид, что и орбита ожидания основного блока (разность высот орбит была повсюду почти одинакова — около

28 км). Теперь космонавты могли ждать подходящего момента для начала заключительного маневра сближения с основным блоком (нестрашно было его и пропустить и дожидаться следующего). После импульса 7,5 м/с начала маневра в точке 6 и коррекций 7 и 8 взлетная ступень, находясь в точке 9 ниже и впереди нагонявшего ее основного блока, начинала разгон (13,7 м/с), чтобы в точке 10

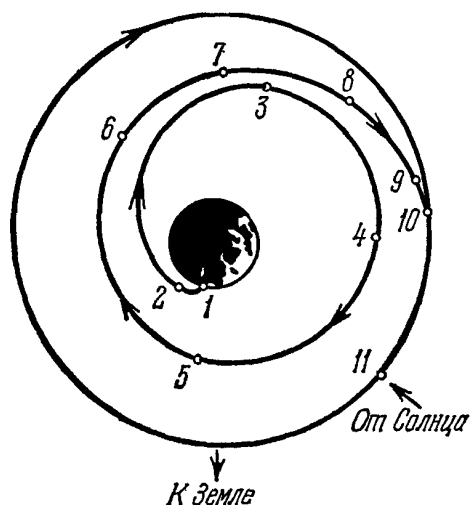


Рис. 109. Немасштабная схема встречи взлетной ступени с основным блоком в ходе полетов кораблей «Аполлон-11, -12».

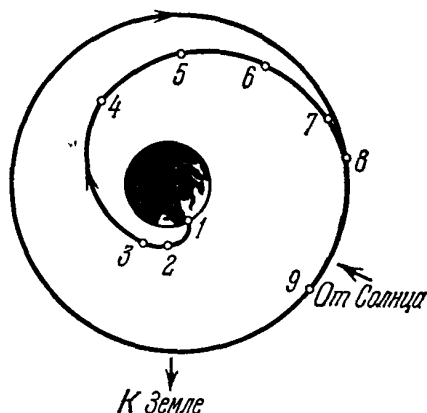


Рис. 110. Немасштабная схема встречи взлетной ступени с основным блоком в ходе полетов кораблей «Аполлон-14 — 17».

выйти на орбиту основного блока ¹⁾. Групповой полет заканчивался сближением с помощью вспомогательных двигателей основного блока и стыковкой в точке 11 (через 3 ч 37 мин после старта). Маневры были рассчитаны так, что происходили при удобных условиях связи взлетной ступени с основным блоком и освещенности на последнем этапе сближения. Их сложность обеспечивала высокий уровень безопасности, за которую, правда, платилось лишней затратой топлива и большой длительностью всей операции.

Начиная с полета «Аполлона-14», после выхода в точке 2 (рис. 110) на начальную орбиту и увеличения в точке 3 скорости на 4,6 м/с осуществлялся переход в точке 4 на траекторию перехвата, затем следовали коррекции 5, 6, разгон 7, выход 8 на орбиту основного блока и стыковка; вся операция от старта до стыковки занимала лишь 1 ч 45 мин. Переход к ней объяснялся возросшей уверенностью в надежности двигательных систем лунного корабля.

После перехода двух космонавтов в основной блок, взлетная ступень лунного корабля отделялась. Начиная с полета «Апол-

¹⁾ Это выравнивание скоростей воспринималось с борта основного блока как торможение приближающейся взлетной ступени. Указанные выше значения импульсов и параметры орбит — расчетные, фактические значения от них несколько отличались.

лона-12», она затем с помощью тормозного импульса основного двигателя по очень пологой траектории сбрасывалась на Луну. Скорость удара 1,68 км/с позволяла провести сейсмический эксперимент.

Основной блок после некоторого периода обращения вокруг Луны разгонялся с помощью маршевого двигателя на $0,9 \div 1,0$ км/с, что доводило его селеноцентрическую скорость до примерно 2,5 км/с.

Перед входом в атмосферу Земли, через 2,5—3 сут, отделялся служебный отсек, а командный отсек совершал спуск с аэродинамическим качеством до 0,4 (возможны маневры по дальности от 100 до 5000 км), завершавшийся приводнением на парашютах в Тихом океане со скоростью 10 м/с. Минимальная продолжительность экспедиции («Аполлон-11») составила 195 ч 17 мин 53 с, максимальная («Аполлон-17») — 301 ч 51 мин 5 с.

После трех первых возвращений космонавтов с Луны они проходили карантин в виду возможности (хотя и весьма маловероятной) занесения на Землю чужеродных микроорганизмов. Эта мера была отменена, начиная с полета «Аполлона-15».

Чуть было не закончился трагически полет корабля «Аполлон-13». 14 апреля 1970 г. в 3 часа по Гринвичу на пути к Луне при расстоянии от Земли 330 000 км вследствие неисправности электропроводки в служебном отсеке произошел взрыв кислородного бака, который питал водородно-кислородные топливные элементы и систему жизнеобеспечения. Вышли из строя все три топливных элемента, расположенных в служебном отсеке и служивших источником электроэнергии для основного блока и питьевой воды для космонавтов, а следовательно, и все двигатели служебного отсека; отказала система жизнеобеспечения командного отсека. В запасе оставались лишь батареи командного отсека и запас кислорода в нем, предназначенные для этапа спуска в атмосфере. Лунный отсек стал играть роль спасательной шлюпки. В режиме крайней экономии использовались его ресурсы электроэнергии, воды и кислорода. Ориентация и коррекция траектории осуществлялись с помощью двигателей системы ориентации лунного отсека и посадочного двигателя. Ориентация часто нарушалась истечением газов из служебного отсека. Корабль был окружен в полете роем осколков.

Корректирующий импульс 11,3 м/с перевел в 8 ч 43 мин корабль на траекторию облета Луны с возвращением в атмосферу. После облета Луны (минимальное расстояние — 250 км) 15 апреля в 02 ч 40 мин был сообщен корректирующий импульс 265 м/с (посадочный двигатель работал 4 мин 24 с), что сократило на 10 ч полет до Земли и обеспечило приводнение в Тихом океане. 17 апреля в 12 ч. 53 мин на расстоянии 72 000 км от Земли с помощью двигателей системы ориентации лунного отсека была проведена последняя коррекция, увеличившая угол входа в атмосферу до $6,85^\circ$. В 13 ч

16 мин был отделен служебный отсек, а в 16 ч 43 мин на расстоянии 21 000 км от Земли — лунный (до этого двое космонавтов помещались в лунном отсеке, а один — в переходном туннеле). Благополучное приводнение командного отсека с космонавтами произошло 17 апреля в 18 ч 08 мин в расчетной точке юго-восточнее островов Самоа (время всюду по Гринвичу).

Затраты на каждую лунную экспедицию составляли около 400 млн. долл. (в том числе 185 млн. долл. — стоимость ракеты-носителя и 95 млн. долл. — корабля «Аполлон»). Стоимость всей программы «Аполлон» с учетом теоретических и экспериментальных разработок, отработки различных систем, экспериментальных полетов вокруг Земли и вокруг Луны оценивается в 25—26 млрд. долл.

§ 6. Лунная транспортная космическая система

Чрезвычайно высокая стоимость полетов человека на Луну привела, как известно, к сокращению первоначально планировавшегося числа экспедиций на Луну по программе «Аполлон». По-видимому, до конца нынешнего столетия нога человека не ступит на Луну. Создание же постоянной научной станции на Луне с периодически сменяемым экипажем нельзя себе даже представить в условиях, когда «билет на Луну» стоит более 100 миллионов долларов!

Выход заключается в создании лунной транспортной системы, подобной той, которая рассматривалась в §§ 5, 6 гл. 7. Однако спасение ступеней таких гигантских ракет-носителей, как «Сатурн-5», представляет большие трудности. Присоединение крыльев к первой ступени, например, увеличило бы ее массу на 10%. Предлагалось избежать такого утяжеления путем особого конструирования баков ракеты-носителя. Отдельным бакам придается такая форма, что в собранном виде ступень ракеты имеет обычную цилиндрическую форму, после же израсходования топлива баки, не теряя каждый своей жесткости, образуют новую конфигурацию, обладающую подъемной силой и совершающую посадку на беговую дорожку подобно самолету [3.38].

Естественно, однако, поступить иначе. Грузовой или пассажирский корабль монтируется на околоземной орбите из блоков, доставляемых орбитальными самолетами, и представляет собой, по существу, межорбитальный транспортный аппарат, курсирующий между околоземной и окололунной орбитами. Мы назовем его *лунным транспортным кораблем*. Легко подсчитать, что он должен обладать характеристической скоростью 8 км/с.

В § 3 этой главы говорилось о том, что монтаж на орбите не приносит экономической выгоды, а сопряжен, наоборот, с некоторыми лишними затратами по сравнению с прямым перелетом Земли — Луна — Земля. Но вывод этот был справедлив, когда не предполагалось многократное использование ракет, доставляю-

щих грузы на околоземную орбиту. Теперь же выгода несомненна несмотря на то, что возвращение транспортных аппаратов на околоземную орбиту требует дополнительного импульса скорости 3 км/с. Такое возвращение, конечно, нецелесообразно, если речь идет об однократно производимой экспедиции (прямой вход в атмосферу не потребовал бы вовсе затрат топлива), но оно выгодно, если лунный транспортный корабль используется многократно в стандартных операциях.

Рейсы между окололунной орбитой и лунной поверхностью могут совершать как специальные посадочные аппараты (*лунные космические буксиры*) так и снабженные посадочными опорами межорбитальные аппараты.

Простота модификации аппарата для посадки объясняется отсутствием у Луны атмосферы. Существовал, например, проект LASS [3.39] доставки грузов на Луну с помощью непилотируемой ступени S-IVB, снабженной четырьмя посадочными опорами и двумя дополнительными двигателями RL-10A. Пустые топливные баки ступени используются на Луне в качестве жилых помещений. На Луну доставляются самоходная установка и различные грузы.

Конструкция корабля, курсирующего между космопортами на околоземной и окололунной орбитах, должна быть рассчитана на очень небольшие перегрузки, меньшие единицы. Она может иметь вид каркаса с присоединенными к нему топливными баками, кабиной экипажа и двигательной установкой, не заключенными в общую оболочку [3.23, 3.40, 3.41].

Во многих работах предлагается использовать ядерный двигатель на межорбитальных аппаратах, обслуживающих лунные трассы [3.42].

§ 7. Лунные грузовые корабли с малой тягой

Скорее всего, лунные космические корабли с малой тягой будут использоваться для крупных грузовых перевозок с орбиты спутника Земли на орбиту спутника Луны.

Для достижения Луны подходят траектории, подобные описанным в § 8 гл. 5. При этом нет нужды, разумеется, достигать параболической скорости. Достаточно на последнем витке спиралеобразной траектории развить скорость, обеспечивающую достижение сферы действия Луны по эллиптической орбите.

Орбита пассивного полета будет начинаться довольно далеко от Земли. Расчеты показывают, что при этом скорость входа в сферу действия Луны будет меньше, чем в том случае, когда эллиптическая скорость достижения Луны приобретается вблизи Земли, как это бывает при старте химических ракет. Но все равно скорость

корабля относительно Луны внутри ее сферы действия будет слишком велика, чтобы притяжение Луны могло самостоятельно захватить корабль. Понадобится дополнительное торможение с помощью двигателя малой тяги. Оно должно начаться в сфере действия Луны или даже до входа в нее, еще на полпути к Луне. Торможение внутри сферы действия должно вывести корабль на низкую орбиту спутника Луны. Лунный транспортный корабль после этого, имея достаточный запас рабочего тела, может вернуться на околоземную орбиту.

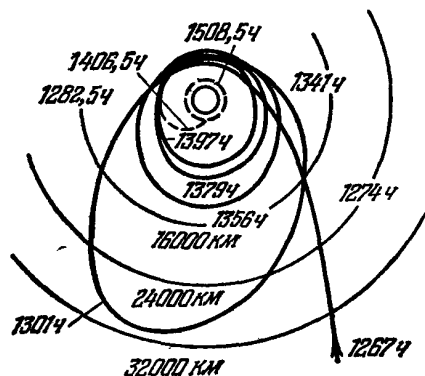


Рис. 111. Конечный участок захвата ионного корабля Луной [3 43]

В одной из американских работ [3.43] предлагается выводить грузовой корабль, снабженный ядерной энергетической установкой и ионным двигателем, на околоземную орбиту высотой 480 км с помощью ракет типа «Сатурн-5» или «Нова» (в последнем случае масса корабля на орбите может составлять величину порядка 180 т). Вот как происходит перелет ионного корабля в одном из рассчитанных вариантов. Сначала корабль в течение 1191 ч (50 сут!) движется по околоземной спирали (скорость истечения 50 км/с),

затем в течение 76 ч (еще 3 сут!) движется пассивно и, наконец, в течение 241,5 ч (еще 10 сут!) совершает около 490 оборотов вокруг Луны, проводя сложную операцию по выходу на окололунную орбиту. Во время этой операции скорость истечения составляет 10 км/с, а начальное реактивное ускорение равно $1,175 \cdot 10^{-4} g$. Ближайшая к Луне точка первого окололунного витка находится на высоте 3540 км, а окончательная высота орбиты равна 32 км. На рис. 111 показан конечный окололунный активный участок полета (на части траектории, обозначенной пунктиром, совершаются 483 оборота). Цифры указывают время в часах, истекшее после старта с околоземной орбиты. Выход на орбиту спутника Луны сопровождается сложным управлением тягой двигателя, которая некоторое время направлена против скорости, затем прикладывается только в ближайшей к Луне точке, потом направлена трансверсально относительно Луны (против скорости) и, наконец, обретает неизменное направление в пространстве. Весь перелет продолжается около 63 сут, причем суммарная характеристическая скорость достигает 7850 м/с. Если бы та же операция совершалась с помощью двух импульсов большой тяги, то суммарная характеристическая скорость составила бы 3870 м/с. Полезная нагрузка, доставляемая на окололунную орбиту, при описанном перелете должна составить 20—30% от общей массы корабля в момент старта с орбиты спутника Земли (сюда входит и двигательная система для мягкой посадки на Луну, на которую приходится 56% нагрузки).

Можно себе представить в будущем регулярные рейсы больших многократно используемых грузовых электрических межорбитальных аппаратов, управляемых автоматически и снабжающих через посредство окололунного космопорта постоянные базы на Луне всем необходимым. Эти рейсы будут происходить наряду со «скорыми» импульсными полетами пассажирских космических кораблей [3.41].

§ 8. Окололунная орбитальная станция

Нормальное функционирование лунной транспортной системы предполагает создание постоянно действующих космопортов, т. е. орбитальных станций, вблизи Земли и вблизи Луны. Разумеется, окололунная орбитальная станция, помимо обслуживания экспедиций на поверхность Луны, может играть и важную роль научной обсерватории.

Во время пребывания американских космонавтов на орбите ожидания основного блока при экспедициях по программе «Аполлон» (особенно в последних полетах) выявилась эффективность наблюдения лунной поверхности человеком (например, были обнаружены разного рода вулканические явления, главным образом на обратной стороне Луны). Научное оборудование окололунной орбитальной станции может состоять из аппаратуры для цветной фотосъемки поверхности, радиолокаторов, детекторов инфракрасного и ультрафиолетового излучений и может использоваться для уточнения лунной топографии, изучения поверхностного и нижележащего слоев по их радиационной активности, обнаружения полезных ископаемых [3.39].

Рассмотрим подробнее работу окололунного космопорта.

Прибывший на станцию с околоземной орбиты лунный транспортный корабль, помимо грузов и пассажиров, доставляет топливо лунным буксирам, для которых космопорт служит ангаром. Буксиры доставляют грузы и космонавтов на поверхность Луны, а транспортный корабль забирает грузы (собранные информация, минералы и т. п.) и возвращающийся на Землю персонал и отбывает в обратный путь. Одновременно космопорт должен служить центром связи и управления всеми операциями на Луне и орбитах вокруг нее: встречами и стыковками транспортных кораблей, посадками и взлетами беспилотных лунных буксиров, перемещениями луноходов. Он должен обеспечивать связь с экспедициями на лунной поверхности. Персонал космопорта должен управлять манипуляторами на орбитальных аппаратах, обслуживающих автоматические спутники Луны. Для этих аппаратов, как, возможно, и для луноходов, космопорт будет служить ангаром и ремонтной станцией. Наконец, космопорт будет служить и базой для спасательных операций на окололунных орбитах [3.44].

На какой высоте и в какой плоскости должна быть расположена орбита окололунной станции?

Исходя главным образом из удобства научных исследований, в 1969 г. группа перспективного планирования при президенте США предложила создать космопорт на полярной окололунной орбите высотой 110 км (в рамках большой программы исследований Луны, рассчитанной на 80-е годы, которая так и не была утверждена). Однако для станции, играющей роль лунного космопорта, могут быть выбраны и другие, более выгодные орбиты,

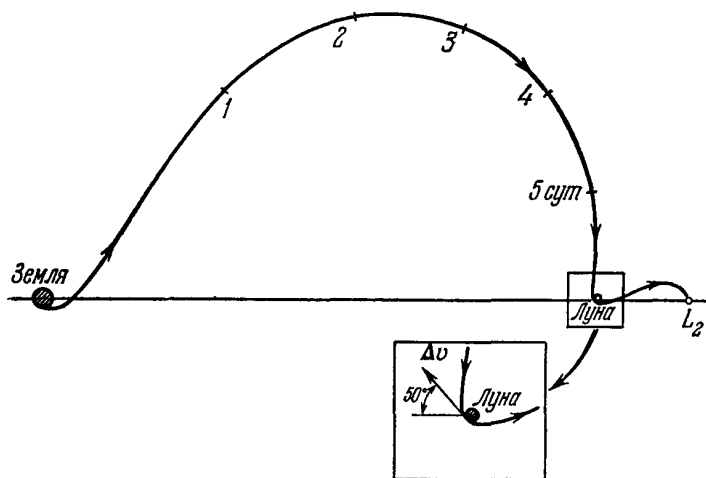


Рис. 112. Траектория выведения либрационного спутника L_2 . Окололунный участок показан в увеличенном масштабе (Δv — тормозной импульс) [3.44].

а именно станции, расположенные в коллинеарных точках либрации L_1 и L_2 (рис. 31 в § 6 гл. 4) [3.41, 3.44, 3.45], неподвижных относительно линии Земля — Луна. Космопорты могут удерживаться в окрестностях точек либрации (являющихся, как говорилось в § 6 гл. 4, неустойчивыми) с помощью электроракетных двигателей или даже солнечного паруса, создающих тягу для компенсации слабых возмущений [3.41]. (Заметим, что и низкая полярная орбита требует постоянных забот о компенсации возмущений, см. § 3 гл. 10.)

В § 3 гл. 10 мы, предполагая геоцентрическую орбиту подлета к точке L_1 полуэллиптической, получили для импульса перехода на либрационную орбиту в точке L_1 значение 0,65 км/с. Такой же импульс, сообщенный в противоположном направлении (тормозной с геоцентрической точки зрения и разгонный с селеноцентрической), переведет корабль, находящийся на рейде в космопорте L_1 , на полуэллиптическую траекторию возвращения к Земле, симметричную траектории прибытия.

Выведение в точку L_2 по полуэллиптической орбите невозможно, так как сфера действия Луны нагонит корабль значительно раньше подхода к точке L_2 . На рис. 112 [3.44] показана траектория перелета к либрационной точке L_2 (в системе координат, вращающейся

вместе с линией Земля — Луна)¹⁾. Окрестность Луны достигается через 140 ч после старта с околоземной орбиты высотой 185 км (импульс схода равен 3,14 км/с). В ближайшей к Луне точке (высота 110 км) сообщается тормозной импульс 0,18 км/с, предупреждающий разгон корабля Луной, и в точке L_2 — импульс 0,15 км/с. Суммарная характеристическая скорость оказывается меньше, чем при двухимпульсном запуске спутника Луны на оптимальную орбиту. Возвращение на околоземную орбиту из точки L_2 должно осуществляться по траектории, симметричной показанной на рис. 112 относительно линии Луна — Земля.

Лунные транспортные корабли, достигающие точек либрации (как, впрочем, и выходящие на низкую орбиту) будут, вероятно, двухступенчатыми (если не будут ядерными), причем первая ступень, снизившись по эллиптической орбите, возвратится с помощью тормозного импульса на орбиту околоземного космопорта. Двухступенчатыми будут и лунные буксиры, улетающие на Луну из точек либрации: их первые ступени будут выходить на промежуточную низкую окололунную орбиту и возвращаться затем с нее в космопорт [3.44].

Лунные буксиры, базирующиеся на точки либрации, нуждаются в большем количестве топлива, чем буксиры, обслуживающие космопорт на низкой орбите, так как первые должны при посадке на Луну тормозить околопараболическую скорость, а для вторых сумма затрат для схода с орбиты и торможения при посадке лишь незначительно будет превышать круговую. Но зато из либрационного космопорта практически доступны все точки лунной поверхности (включая невидимую из космопорта сторону Луны), так как для поворота плоскости селеноцентрической орбиты на любой угол требуются очень небольшие затраты скорости из-за малости селеноцентрических скоростей либрационных станций (0,15 км/с в точке L_1 и 0,17 км/с в точке L_2). Заметим, что траектория лунного буксира, спускающегося из точки либрации, не может рассматриваться как кеплерова (движение и самого космопорта не является кеплеровым). Спуск будет продолжаться несколько суток.

Однако главное преимущество либрационных космопортов заключается в выполнении ими роли центров связи и управления всеми операциями вблизи Луны и на ней. Правда, залунный космопорт гораздо выгоднее при этом вывести не в точку L_2 , а в ее окрестность, чтобы он в соответствии с одним из решений задачи трех тел совершал движение по замкнутой орбите вокруг точки L_2 («гало-орбита», рис. 113, а). Имеется в виду, конечно, движение в трехмерной системе координат, связанной с линией Земля — Луна (см. § 6

¹⁾ Сравнение с рис. 91, а (§ 4 гл. 9) показывает, что здесь мы имеем дело с прерванной разгонной траекторией.

гл. 4). При радиусе гало-орбиты 3500 км станция будет совершать оборот за 2 недели. В отличие от спутника в точке L_2 , спутник на гало-орбите всегда будет виден с Земли (рис. 113, б). Он обеспечивает связь Земли с любой точкой невидимого лунного полушария, а Земля обеспечивает связь космопорта на гало-орбите с любой точкой видимого полушария. Если Землю заменить в этой схеме релейным

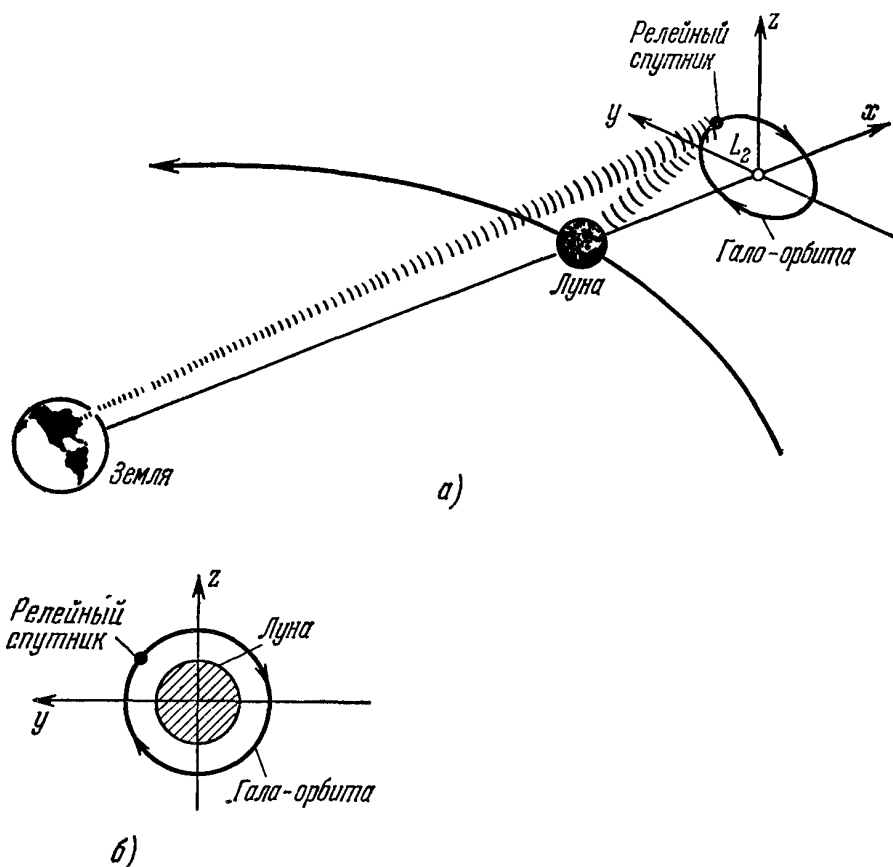


Рис. 113. Станция на гало орбите вокруг точки L_2 : а) связь Земли с обратной стороной Луны б) вид на гало-орбиту с Земли

спутником в точке L_1 (откуда гало-орбита также видна), то мы получим глобальную систему связи для Луны, автономную от Земли. Это уменьшит время прохождения радиосигналов, что может иметь значение, например, для управления манипуляторами и луноходами, невидимыми из космопорта на гало-орбите. Борьба с возмущениями гало-орбиты потребует затраты характеристической скорости порядка 150 м/с в год. Если же разрешить станции изредка заходить за Луну, то достаточно будет и 30 м/с в год [3 44, 3.46].

Как центр связи и управления космопорт на низкой орбите (высота порядка 110 км) не выдерживает конкуренции с гало-орбитой: в течение не более трех суток в месяц он не заходит за Луну (когда его орбита имеет с Земли вид, показанный на рис. 113, б); лунная база по 11 сут не будет иметь контактов с орбитальной стан-

цией; когда такие контакты будут, то каждый из них будет продолжаться лишь около 10 мин за виток. Такому космопорту не обойтись без целой системы релейных спутников Луны.

Представляет интерес проект сравнительно дешевого устройства, заменяющего либрационный спутник связи в окрестности точки L_2 [3.47]. Пусть позади Луны находится некоторая масса — космический аппарат (КА), — связанная тросом с невидимой с Земли стороной Луны. Если бы Луна не обладала собственным притяжением, то, согласно сказанному в § 11 гл. 5, при определенных начальных условиях вся гантелеобразная система Луна — трос — КА должна была бы благодаря градиенту земной гравитации занять устойчивое положение вдоль продолжения линии Земля — Луна. Для этого КА должен был бы получить начальную скорость, равную расстоянию Земля — КА, умноженному на величину $2\pi/T$, где T — сидерический месяц; направление скорости должно было быть перпендикулярно продолжению линии Земля — Луна. При не слишком больших начальных скоростях, отличающихся от указанной, космический аппарат должен был бы колебаться, как маятник, относительно линии Земля — Луна. Притяжение Луны вносит важную поправку в наши рассуждения, а именно: если трос мал, то наш аппарат попросту упадет на Луну. Но этого не произойдет, если длина троса будет превышать расстояние от Луны до точки либрации L_2 . Чем больше это превышение, тем меньше может быть масса аппарата. При малых превышениях слишком велико может быть влияние массы той части троса, которая находится между Луной и точкой L_2 . Проектная длина троса [3.47] — 70—90 тыс. км. Космическому аппарату на конце троса можно задать маятниковые пространственные колебания, при которых он будет выписывать на небе, если смотреть с Земли или с Луны, «фигуры Лиссажу». При углах размаха 30° только примерно на 0,2% траектории космический аппарат — релейная станция связи — будет загорожен от Земли Луной. Существуют уже сейчас достаточно прочные композитные материалы малой плотности, из которых может быть сделан трос, причем его толщина должна увеличиваться от космического аппарата до Луны, например, в 30 раз. Масса космического аппарата для указанной выше проектной длины троса, будет составлять несколько тонн, а троса — несколько сот килограмм ¹⁾.

Предлагается [3.47] сначала вывести с помощью ракеты «Титан—Центавр» аппарат на гало-орбиту вокруг точки L_1 (чтобы его можно было наблюдать с Земли). Небольшой двигатель на сжатом газе вытягивает конец троса на несколько километров в сторону Луны, а там уже трос движется сам к Луне под действием градиента гравитации. Одновременно в противоположную сторону должна на-

¹⁾ Плотность графито-эпоксидного материала, подходящего для троса, — 1550 кг/м³. Этот трос, — по-существу, не трос, а тонкая нить.

правляться масса-«противовес», чтобы вся система оставалась на линии Земля — Луна. Через несколько недель конец троса достигает Луны и зацепляется за нее. Далее трос разматывается дополнительно еще на несколько тысяч километров, чтобы аппарат отодвинулся от Луны.

Станция не нуждается в системе ориентации, и лишь изредка может потребоваться коррекция фигур Лиссажу.

§ 9. Перспективы использования Луны

На нынешнем этапе экспедиции на Луну не имеют значительных преимуществ перед методами исследования Луны с помощью автоматических станций, однако рано или поздно на Луне будет создана постоянная научная станция со сменяемым экипажем. Опубликовано много работ, посвященных устройству жилищ на Луне [3.48] — искусственных пещер, домов из надувной затвердевающей пластмассы, из пустых топливных баков грузовых ракет. Существует немало проектов исследовательских и транспортных аппаратов, управляемых людьми, для передвижения по поверхности Луны и над ней: колесных, способных взлететь с помощью ракетного двигателя (даже, если нужно выходить на орбиту) [3.49]; прыгающих за счет энергии расширения сжатого газа, который снова сжимается после завершения прыжка [3.50], и т. п.

Большие перспективы сулит создание астрономической обсерватории на Луне. Считается, что лучшее место для нее — на обратной стороне Луны, а конкретнее — кратер Циолковский. Помимо оптических телескопов, здесь могут быть установлены и радиотелескопы, чему способствует отгороженность от земного радифона, характерная для обратной стороны вообще, и большая площадь, свободная от скал, гор, каньонов, борозд и т. п., что не часто встречается на Луне [3.44].

На видимом полушарии Луны целесообразно создать метеорологическую станцию для наблюдения Земли. Лунный наблюдатель различит на Земле в телескоп в 4—5 раз меньшие детали, чем земной наблюдатель в тот же телескоп различит на Луне. Причина в том, что, хотя земная атмосфера и затрудняет работу лунного наблюдателя, возмущения в ней ему не вредят. Для наблюдения Солнца удобно будет создать три экваториальные станции на расстоянии 120° друг от друга, так что Солнце всегда будет в поле зрения двух из них [3.51].

Остановимся на вопросе о том, может ли способствовать Луна развитию межпланетных сообщений. Можно уверенно сказать, что Луна как космическая платформа не имеет никаких преимуществ перед искусственным спутником Земли. Она расположена так далеко от Земли, что ее было бы невыгодно использовать, даже если бы она не обладала собственным полем тяготения. Наличие же

у Луны поля тяготения делает такую идею вовсе бессмысленной, так как оказывается необходимым преодоление притяжения Луны как при посадке, так и при взлете. (Столь же бессмысленной и по тем же, по существу, причинам была бы попытка использования Луны в качестве базы для стрельбы по Земле ракетами, снабженными ядерными бомбами.) Дело может измениться к лучшему, если на Луне станут возможны постройка ракет из собственных лунных материалов и заправка их лунным же топливом, причем стоимость материалов и топлива была бы не выше стоимости их доставки с Земли на Луну. Это предполагает такую степень освоения Луны, о которой пока можно лишь мечтать.

Но есть и другие методы. К области, близкой к научной фантастике, относятся некоторые предложения, пока еще недостаточно научно аргументированные. К ним, например, относится идея [3.41] посылать с поверхности Луны с помощью специальных устройств узко направленные потоки ионов, которые бы способствовали перемещению космических кораблей, находящихся на расстоянии в десятки тысяч километров (атмосфера мешала бы направлять такие потоки с поверхности Земли).

Более детально разработана проблема использования Луны в качестве сырьевой базы для индустриальных комплексов на орбитах вокруг Земли. Предполагается, что из лунного реголита, залегающего на поверхности, могут быть добыты металлы, а также такие хорошие строительные материалы, как стекло и керамика [3.52]. Добытое сырье, заключенное в контейнеры, будет разгоняться с огромными ускорениями (порядка 500 g) в электромагнитных «пушках», причем будет использоваться магнитная подвеска. Этот принцип предлагается для поездов и на Земле (в Японии ожидался пуск такого экспресса, развивающего скорость 300 км/ч и связывающего Токио с окрестностями), однако подлинный эффект должен достигаться на Луне в отсутствии атмосферы — возможно достижение скорости 10 км/с. Агрегат массой 3500 т сможет в течение года выбрасывать с Луны в горизонтальном направлении 600 000 т породы [3.53]. Порода накапливается вблизи точки либрации L_2 в помещенном там коническом мешке. По расчетам для накопления массы 100 000 т мешок должен иметь длину 150 м и диаметр основания 50 м и обладать массой 6157 т (из которых только 137 т приходится на сам мешок, а остальное на двигатель, баки с топливом и ядерную энергетическую установку) [3.54]. Если бы можно было решать задачу прибытия в точку L_2 в рамках ограниченной задачи двух тел, то следовало бы установить электромагнитную «пушку» в центре видимой стороны Луны и совершать перелеты в L_2 по полуэллиптической траектории (продолжительность перелета 6 сут, начальная скорость близка к параболической — 2,4 км/с). Но здесь мы вынуждены оставаться в рамках задачи трех тел. Поэтому наша «пушка» должна быть расположена на плоскогорье в

низкой околоземной орбите, но если они изготавливаются на орбите, дело обстоит иначе. Впрочем, улетая к планетам, ракета все равно должна будет по полуэллиптической орбите приблизиться к Земле, чтобы дополнительно разогнаться в перигее [3.23, 3.56].

Итак: космопорт в точке L_1 , накопление сырья в точке L_2 , его переработка в индустриальном комплексе на двухнедельной орбите, межпланетный порт тут же, энергостанции на стационарной орбите, колонии в точках L_4 и L_5 , единая космическая система связи во всем этом районе, развернувшись на полмиллиона километров. Феерическая картина. И ни один фантаст не изобразил ничего подобного! Научно-техническая мысль обгоняет фантазию литератора.

Глава 13

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ С БОЛЬШОЙ ТЯГОЙ

§ 1. Главные особенности межпланетного полета

В предыдущих частях мы рассматривали полеты космических аппаратов в пределах сферы действия Луны. При этом объектами исследования являлись околоземное космическое пространство, Луна и окололунное пространство. Отныне нам придется заниматься полетами аппаратов, вышедших на межпланетный простор. Можно сказать, что до сих пор мы ограничивались каботажным космическим плаванием, теперь же нам предстоит выход в открытый космос с его колоссальными расстояниями и длительностями перелетов.

Объектами исследования должны стать многочисленные тела Солнечной системы: ее центральное тело — Солнце (по существу, ближайшая к нам звезда); 8 «больших» планет (все планеты, не считая Земли); 42 открытых к настоящему времени спутника планет (1 спутник у Земли, 2 у Марса, 14 у Юпитера, 17 у Сатурна, 5 у Урана, 2 у Нептуна, 1 у Плутона; здесь учтены спутник Юпитера и спутники Сатурна, открытые в 1979 г. космическими аппаратами); десятки тысяч «малых» планет, или астероидов; множество комет; бесчисленное количество метеорных тел — пылинок, песчинок и небольших глыб. Все эти тела могут изучаться разнообразными астронавтическими методами. Наконец, объектами исследования являются материя и излучения в самом межпланетном пространстве.

Все большие планеты движутся вокруг Солнца по эллипсам, причем их плоскости движения довольно слабо наклонены к плоскости орбиты Земли (*плоскости эклиптики*). Наиболее отклонены от плоскости эклиптики орбиты ближайшей к Солнцу и наиболее удаленной от него планет — Меркурия и Плутона. Они же имеют и наибольшие эксцентриситеты.

В таблицах 3 и 4 приведены данные об орбитах планет и некоторых их физических характеристиках, которые нам могут в дальнейшем понадобиться. Для полноты приведены значения, относящиеся к Луне и Солнцу. Таблицы частично составлены по имеющимся источникам, частично вычислены по ним указанным ниже образом.

Столбцы 2, 4, 7—10 табл. 3 заимствованы из Постоянной части «Астрономического календаря» [4.1]. Указанное в столбце 3 значение

Таблица 3. Элементы орбит планет и Луны

Небесное тело	Среднее расстояние от Солнца $R_{пл}$		Сидерический период обращения, годы	Средняя орбитальная скорость		Средний синодический период, сут	Средняя угловая скорость движения по орбите, град/сут	Эксцентриситет	Наклон к эклиптике, град
	а е.	млн. км		$V_3=1$	км/с				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Меркурий	0,38710	57,909	87,970	1,6073	47,873	115,88	4,0923	0,20563	7,004
Венера	0,72333	108,209	224,701	1,1758	35,021	583,92	1,6021	0,00679	3,394
Земля	1,00000	149,59787	1 0,006	1	29,785	—	0,9856	0,01672	—
Марс	1,52369	227,941	1 321,730	0,8101	24,129	779,94	0,5240	0,09338	1,850
Юпитер	5,20280	778,328	11 314,84	0,4384	13,058	398,88	0,0831	0,04845	1,306
Сатурн	9,53884	1426,99	29 166,98	0,3238	9,644	378,09	0,0335	0,05565	2,491
Уран	19,19098	2870,93	84 007,45	0,2282	6,799	369,66	0,0117	0,04724	0,773
Нептун	30,0707	4498,51	164 280,30	0,1824	5,432	367,48	0,0060	0,00858	1,774
Плутон	39,52	5912	247 255,1	0,1591	4,739	366,72	0,0040	0,25344	17,140
Луна		0,3844 (от Земли)	27,322		1,018	29,531	13,176	0,05490	5,145 (среднее)

Таблица 4. Физические и космодинамические характеристики планет, Луны и Солнца

Небесное тело	Отношение массы Солнца к массе небесного тела	Гравитационный параметр K , $\text{км}^3/\text{с}^2$	Средний радиус сферы действия, млн. км	Средний радиус сферы вращения, млн. км	Средний радиус r^* , км	Скорость осевого вращения, км/с	Ускорение тяжести на поверхности без учета вращения, в ед. g	Период вращения вокруг оси	Наклон экватора к орбите
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Меркурий	6023600	22032	0,112	0,366	2439	4,250	0,38	58,6 сут	(0)°
Венера	408523,5	324858,8	0,616	1,677	6050	10,363	0,90	243,16 сут	176°
Земля	332946,0	398600,5	0,925	2,482	6371	11,186	1,00	23 ч 56 мин 04 с	23°27'
Марс	3098710	42828,29	0,577	1,798	3388	5,028	0,38	24 ч 37 мин 23 с	24°48'
Юпитер	1047,355	126712000	48,21	88,14	69400	60,43	2,68	9 ч 50,5 мин	3°7'
Сатурн	3498,5	37934100	54,56	108,10	57800	36,23	1,16	10 ч 14,5 мин	26°45'
Уран	22869	5803160	51,80	116,32	25170	21,47	0,93	?	98,0°
Нептун	19314	6871308	86,84	192,82	24540	23,66	1,16	?	29°
Плутон		~1040 (?)	3,4	13,5	1350	1,54	0,06	?	?
Луна		4902,79	0,066	0,102	1737	2,376	0,165	27,322 сут	6°40,7' (средний)
Солнце	1	$1,32712438 \times 10^{11}$	$9 \cdot 10^6$		696000	618	27,9	25,38 сут (на экваторе)	7°15' (к эклиптике)

среднего расстояния Земли от Солнца (астрономическая единица) соответствует утвержденному на 16-й Генеральной Ассамблее Международного Астрономического Союза в Гренобле (Франция), состоявшейся в 1976 г., и приведенному в книге [4.2]. В соответствии с ним вычислены остальные значения в столбце 3. Столбцы 5 и 6 вычислены по формуле

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{K/R_{\text{пл}}} = V_3 \sqrt{R_3/R_{\text{пл}}} = V_3 \sqrt{1/R_{\text{пл.а.е.}}},$$

где под последним корнем стоят обратные значения величин из столбца 2 (массы планет не учитываются). Полезно запомнить значение средней орбитальной скорости Земли $V_3 = 29,785$ км/с, которое будет положено в основу последующих расчетов.

В табл. 4 столбец 2 соответствует системе планетных масс, принятой на 16-й Генеральной Ассамблее МАС [4.2]¹⁾, а столбец 2 вычислен из столбца 1 в соответствии со значением K для Солнца, утвержденным на 16-й Ассамблее. Столбцы 4 и 5 вычислены по формулам (14) и (14а) в § 7 гл. 2 по данным столбцов 3 табл. 3 и 2 табл. 4. Столбцы 6, 9 и 10 заимствованы из [4.1]. Столбец 7 вычислен по данным столбцов 3 и 6 с помощью формулы $v_{\text{осв}}^* = \sqrt{2K/r^*}$. (Звездочками мы в дальнейшем будем обозначать величины на поверхностях небесных тел, т. е. в точке со средним радиусом r^* .) Величины в столбце 8 найдены по данным тех же столбцов из выражения $(K/r^{*2})/g$ ($g=9,81$ м/с²).

Существует бесчисленное количество траекторий, по которым может быть совершен перелет с Земли к какой-либо планете Солнечной системы. Эти траектории различны по форме, по продолжительности перелета, по необходимым энергетическим затратам на единицу полезной нагрузки (или, что то же, по величине скорости отлета), по требованиям к точности системы управления, по дальности радиосвязи, по физическим условиям в окружающем пространстве. Все эти факторы не равнозначны, и их роль существенно изменяется в зависимости от целей космического эксперимента, в зависимости от того, совершается ли полет автоматического исследовательского аппарата или речь идет о полете межпланетного корабля с людьми на борту.

В этой главе мы рассмотрим общие закономерности движения космических аппаратов, предназначенных для автоматического исследования планет и выводимых на траекторию полета с помощью ракет большой тяги. Прежде всего, нас будет интересовать вопрос о том, каково наименьшее значение скорости отлета с Земли, обеспечивающее достижение планеты-цели.

Как и при изучении траекторий полетов к Луне, мы будем применять приближенный метод расчетов. Всю пассивную траекто-

¹⁾ За исключением значения K для Плутона, выбранного в соответствии с [4.3].

рию полета разобьем на три участка: 1) от точки выключения двигателя, расположенной на высоте нескольких сот километров над Землей, до границы сферы действия Земли, 2) от этой границы до границы сферы действия планеты-цели; 3) внутри сферы действия планеты-цели. Радиусы сфер действия планет указаны в табл. 4. Обратим внимание на колоссальные размеры сфер действия планет юпитерианской группы (Юпитер и последующие планеты до Нептуна включительно). Эти размеры объясняются как большими массами планет, так и их удаленностью от Солнца. Фактически возмущающее влияние этих планет (особенно Юпитера) сказывается на гораздо больших расстояниях, но, оставаясь в рамках приближенного метода, мы будем им пренебрегать вне сфер действия. Радиусы сфер действия Венеры и Марса одинаковы: Венера обладает гораздо более мощным полем тяготения, но оно сильнее стеснено близостью Солнца. Очень мала сфера действия Меркурия (малая масса и соседство Солнца); ее радиус меньше радиуса орбиты Луны.

Предполагается, что на первом из упомянутых выше трех участков полета космического аппарата на него действует одно лишь притяжение Земли, на втором — только притяжение Солнца, на третьем — только притяжение планеты-цели. Разумеется, никаких непроницаемых для тяготения границ на самом деле в мировом пространстве нет, и, пользуясь приближенным методом, мы совершаем какую-то ошибку, но ошибка эта для наших целей совершенно несущественна. Приближенный метод позволяет с достаточной точностью *оценить* величину начальной скорости и продолжительность перелета.

§ 2. Движение внутри сферы действия Земли

Рассмотрим подробнее движение на первом из перечисленных выше участков — от момента старта до пересечения границы сферы действия Земли. Это движение может рассматриваться с разных точек зрения, в двух различных системах отсчета.

На рис. 116, а схематично показана *геоцентрическая траектория* космического аппарата от момента старта до выхода из сферы действия Земли, т. е. траектория в системе координат с началом в центре Земли и осями, перемещающимися поступательно вместе с Землей (оси постоянно направлены на одни и те же «неподвижные» звезды). Одновременно в системе координат с началом в центре Солнца и осями, направленными на «неподвижные» звезды, аппарат описывает *гелиоцентрическую траекторию*, показанную на рис. 116, б. За несколько дней, в течение которых космический аппарат покрывает расстояние до границы сферы действия Земли, сама Земля проходит в движении вокруг Солнца многие миллионы километров (за одни сутки Земля покрывает 2,6 млн. км), перейдя из точки Z_0 своей орбиты в точку Z_1 .

В случае, изображенном на верхнем рис. 116, космический аппарат обгоняет Землю, вследствие чего выходит из сферы действия Земли в ее передней, фронтальной части. На нижнем рис. 116 изображен случай, когда начальная геоцентрическая скорость сообщается в примерно противоположном направлении. Теперь космический аппарат в своем гелиоцентрическом движении отстает от Земли и выходит из сферы действия Земли в ее тыльной части.

В дальнейшем мы будем планетоцентрические (в частности, геоцентрические) скорости обозначать маленькой буквой v , а гелиоцентрические — большой буквой V . На рис. 116 показано построение с помощью векторного треугольника гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли $V_{\text{вых}}$ по геоцентрической скорости выхода $v_{\text{вых}}$ и скорости Земли V_3 в момент выхода из сферы действия (т. е. в положении Земли Z_1). Вектор гелиоцентрической скорости выхода полностью определяет гелиоцентрическое движение вне сферы действия Земли, которым мы займемся позднее.

Геоцентрическая траектория полета внутри сферы действия Земли, конечно, испытывает возмущения со стороны Солнца, но мы будем ими пренебрегать, учитывая, что возможная при этом ошибка отступает на второй план по сравнению с отклонениями вследствие неизбежных ошибок при запуске, которые на последующем гелиоцентрическом движении вне сферы действия Земли скажутся гораздо существеннее [4.4]. Мы пренебрегаем при этом не солнечным притяжением, а его неоднородностью, т. е. наличием градиента солнечной гравитации. Мы считаем солнечное притяжение одинаковым во всем объеме сферы действия и неявно учитываем его. В самом деле, оно является причиной кривизны орбиты Земли ¹⁾

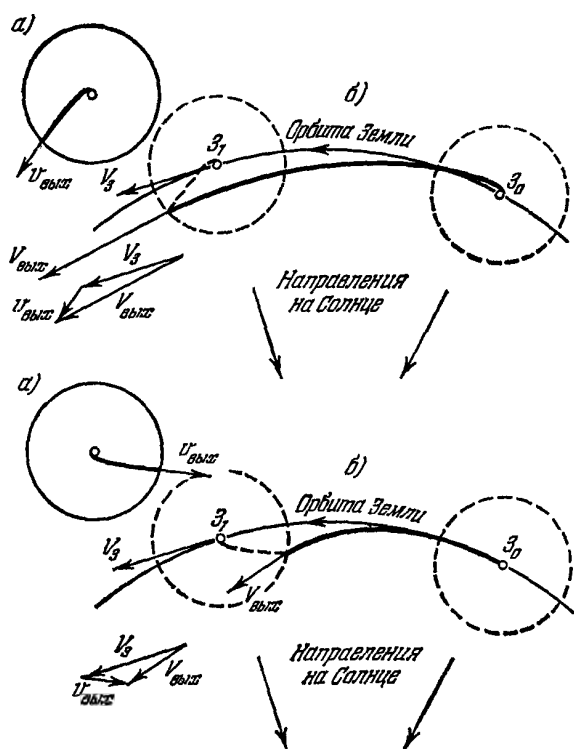


Рис 116 Движение внутри сферы действия Земли (а) геоцентрическое, б) гелиоцентрическое] при старте в сторону движения Земли (верхний рисунок) и при старте в сторону, примерно противоположную направлению движения Земли (нижний рисунок)

¹⁾ На рис. 116 кривизна для наглядности преувеличена.

(если бы не было Солнца, Земля двигалась бы по прямой линии), а эту кривизну мы принимаем во внимание, когда чертим вектор скорости Земли в точке Z_1 (он отличается от вектора скорости Земли в точке Z_0).

По мере удаления от Земли геоцентрическая скорость космического аппарата непрерывно падает. Ее величина $v_{\text{вых}}$ при выходе из сферы действия Земли находится по следующей формуле, которая вытекает из формулы (3а) или (12) (§§ 4, 5 гл. 2):

$$v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \left(1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}}\right) \quad \text{или} \quad v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв } 0}^2 \left(1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}}\right). \quad (1)$$

Здесь $v_{\text{осв } 0}$ — значение параболической скорости в точке выключения двигателя, r_0 — расстояние этой точки от центра Земли, $r_{\text{сф.д}}$ — радиус сферы действия Земли. Так как второй член в скобках мал по сравнению с единицей, то для вычисления $v_{\text{вых}}$ обычно пользуются также приближенной формулой

$$v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \quad \text{или} \quad v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв } 0}^2. \quad (2)$$

Иными словами, считают геоцентрическую скорость выхода $v_{\text{вых}}$ равной той скорости v_∞ , которую бы имел космический аппарат в бесконечности, если бы никаких других притягивающих тел, кроме Земли, не было. Граница сферы действия Земли рассматривается как «местная бесконечность».

Погрешность, которую мы допускаем, пользуясь приближенной формулой (2), в значительной мере компенсируется другой погрешностью, а именно тем, что, пользуясь приближенным методом расчета траекторий, мы не учитываем возмущений со стороны Земли, сказывающихся на гелиоцентрическом движении космического аппарата вне сферы действия Земли.

В самом деле, допуская первую погрешность, мы занижаем скорость космического аппарата на границе сферы действия Земли и вносим определенное искажение в гелиоцентрическую скорость. Но это последнее искажение даже отчасти полезно, поскольку как бы соответствует той ошибке, которую мы допускаем, забывая о притяжении Земли сразу же после пересечения космическим аппаратом границы ее сферы действия. Если, например, выход из сферы действия Земли осуществляется в сторону движения Земли, то первая ошибка занижает гелиоцентрическую скорость, но ведь то же самое делало бы и земное возмущение вне сферы действия Земли. Впрочем, разница между значениями $v_{\text{вых}}$, вычисленными по разным формулам, невелика (особенно, если заменить сферу действия сферой влияния!) и вовсе сходит на нет с увеличением начальной скорости v_0 (например, при полетах к дальним планетам или к Солнцу).

Пользуясь приближенной формулой (2), в которой v_0 должно быть больше $v_{\text{осв } 0}$, мы предполагаем траекторию достижения гра-

ницы сферы действия Земли гиперболической. При движении внутри этой сферы по параболе и по эллипсу скорости $v_{\text{вых}}$ не обеспечат достижения даже ближайших планет Солнечной системы ¹⁾).

Не имеет существенного значения, в какой именно точке пересекается аппаратом граница сферы действия Земли. Межпланетные расстояния так велики, что по сравнению с ними мы можем пренебречь разницей между расстояниями от Солнца всех возможных точек пересечения и принять, что начальная точка гелиоцентрической траектории (совпадающая с точкой пересечения) находится на таком же расстоянии от Солнца, как и Земля. Важно точно соблюсти величину и направление выходной скорости $v_{\text{вых}}$, которые полностью определяют дальнейшее движение космического аппарата вне сферы действия Земли.

Существует бесчисленное количество гиперболических траекторий одна прямолинейная (вертикальная), двигаясь по которым космический аппарат пересечет границу сферы действия в заданном направлении с заданной скоростью относительно Земли $v_{\text{вых}}$

(рис. 117). Для выхода на каждую из этих траекторий требуется одна и та же величина начальной скорости, если только эта скорость сообщается на одной и той же высоте ²⁾). Однако самой выгодной траекторией, как мы знаем, является траектория с пологим начальным участком.

Между тем использование пологой траектории, как правило, оказывается невозможным вследствие невыгодного географического положения космодрома. Например, при старте из точки *A* приходится пользоваться крутой траекторией *1*. В этом случае выгодно вывести космический аппарат предварительно на орбиту спутника Земли. Когда аппарат достигнет заранее намеченной точки *B*, дополнительный импульс выведет его на траекторию *2* — гиперболу с вершиной (перигеем) вблизи точки *B*. Таким образом, крутой разгон заменяется двумя пологими разгонами в точках *C* и *B*.

Очевидно, спутник можно вывести на ту же промежуточную орбиту и в противоположном направлении. Тогда полет до границы

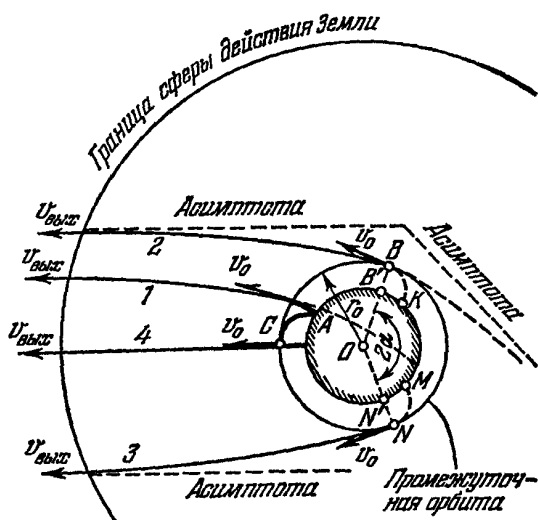


Рис. 117. Возможные траектории выхода к границе сферы действия Земли (утолщенные линии — активные участки траекторий).

¹⁾ Параболическая скорость на границе сферы действия Земли равна 0,928 км/с.

²⁾ Это видно из формул (1) и (2).

сферы действия Земли будет происходить по траектории 3 (рис. 117), на которую космический аппарат будет выведен в точке N .

Наконец, при старте из точек, не лежащих в плоскости чертежа, можно использовать круговые промежуточные орбиты, также не лежащие в этой плоскости. Плоскость каждой из этих орбит должна проходить через вертикаль 4. Тогда мы получим бесчисленное количество гиперболических траекторий, по которым космический аппарат после старта с борта спутника можно вывести к границе сферы действия Земли с одинаковыми векторами скорости. Все эти траектории лежат на поверхности вращения (рис. 118),

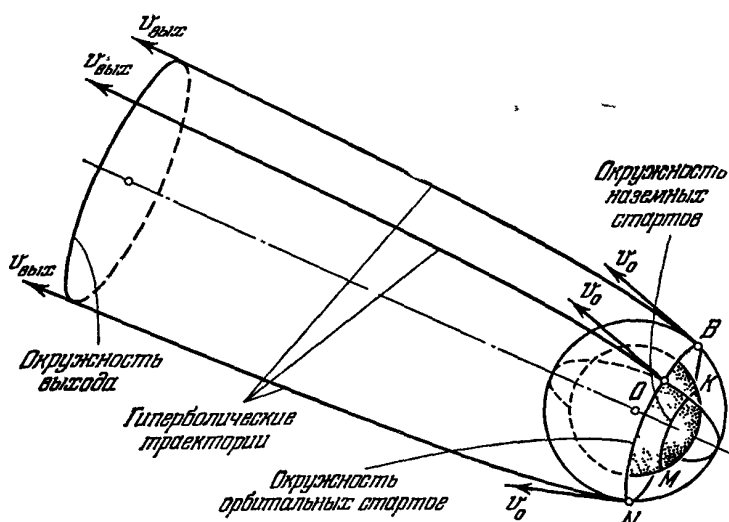


Рис. 118. Поверхность, образованная траекториями выхода к границе сферы действия Земли.

ось которой совпадает с самой невыгодной траекторией 4, показанной на рис. 117. Вблизи границы сферы действия Земли, где гиперболы все более распрямляются, эта поверхность является почти цилиндрической [4.5].

На границе сферы действия поверхность гиперболических траекторий вырезает окружность, в любой точке которой космический аппарат может покинуть сферу действия Земли с одной и той же по величине и направлению скоростью выхода. Дальнейшее движение (вне сферы действия Земли) будет происходить по одинаковым траекториям.

На другом конце поверхности находится окружность (назовем ее *окружностью орбитальных стартов* [4.5]), в любой точке которой космический аппарат может стартовать с борта спутника и направиться к границе сферы действия Земли. Плоскость этой окружности перпендикулярна к плоскости чертежа на рис. 117; окружность проходит через точки B и N . Размер окружности орбитальных стартов зависит только от величины выходной скорости $v_{\text{вых}}$ и высоты промежуточной круговой орбиты. Чем больше величина $v_{\text{вых}}$, тем больше этот размер. Он может быть охарактеризован углом

раствора конуса с вершиной в центре Земли, опирающегося на окружность орбитальных стартов (угол 2α на рис. 117). Для половины угла раствора можно вывести формулу

$$\cos \alpha = \frac{1}{1 + \left(\frac{v_{\text{вых}}}{v_{\text{кр}}} \right)^2}, \quad (3)$$

где $v_{\text{кр}}$ — скорость космического аппарата на промежуточной круговой орбите [4.5].

До сих пор мы в наших рассуждениях полностью игнорировали суточное вращение Земли. Между тем благодаря ему космодром, старт с которого в какой-то момент времени не может обеспечить пологую траекторию разгона, в другой момент суток может оказаться в точке, положение которой позволит подобный разгон.

Если бы, например, космодром оказался в точке K или в точке M (рис. 117), то выход на промежуточную орбиту был бы не нужен, так как оказался бы возможен выход на траекторию 2 (в точке B) или на траекторию 3 (в точке N) по показанным на рис. 117 пунктиром участкам выведения KB и MN .

Если все участки выведения считать одинаковой длины, то нетрудно сообразить, что точки земной поверхности, из которых можно вывести космический аппарат на пологую траекторию непосредственно (без периода пассивного орбитального полета), располагаются на некоторой окружности, проходящей через точки K и M . Назовем ее условно *окружностью наземных стартов*. Очевидно, эта окружность меньше проходящей через точки B' и N' проекции окружности орбитальных стартов (B' и N' — проекции точек B и N на земную поверхность). Центр этой окружности лежит на оси поверхности гиперболических траекторий.

Изображенная на рис. 118 геометрическая картина (совокупность поверхности гиперболических траекторий, окружности орбитальных стартов, окружности наземных стартов) ориентирована каким-то образом в мировом пространстве, а именно так, что ось поверхности гиперболических траекторий параллельна направлению вектора скорости выхода из сферы действия Земли. Эта ориентация зависит от взаимного расположения Солнца, Земли и планеты назначения и потому в течение нескольких суток почти не изменяется. Между тем Земля успевает за сутки сделать один оборот вокруг своей оси и определенные точки ее поверхности за это время дважды пересекают окружность наземных стартов. В каждый из этих моментов можно осуществить вывод космического аппарата на необходимую траекторию без использования промежуточной орбиты. Но поскольку окружность наземных стартов меньше проекции окружности орбитальных стартов, а последняя заведомо меньше большого круга земной сферы, то существуют обширные районы, ни одна точка которых в течение суток даже не коснется окружности назем-

ных стартов, а некоторые точки не подойдут и близко к ней. При старте с космодромов, расположенных в этих районах, необходимо использовать промежуточную орбиту, чтобы избежать больших гравитационных потерь. Для конкретного космодрома в каждый момент суток будет пригодна определенная промежуточная орбита.

На рис. 119, а для некоторого расположения окружности наземных стартов затушевана зона земной поверхности, в которой возможны пологие разгоны без выхода на промежуточную орбиту.

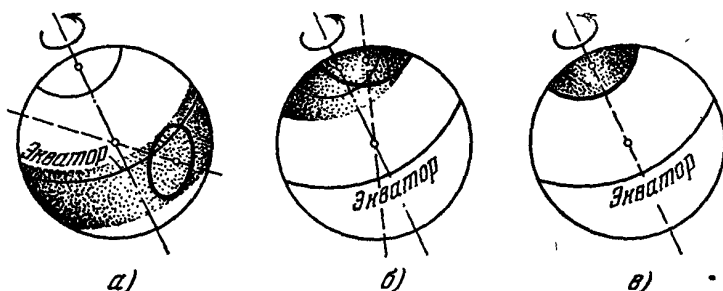


Рис. 119. Случай различного географического расположения окружности наземных стартов. Из затушеванной зоны возможен в течение суток пологий разгон без выхода на промежуточную орбиту.

Рис. 119, б соответствует частному случаю, не имеющему, вообще говоря, большого практического интереса, когда окружность наземных стартов охватывает один из географических полюсов. На рис. 119, в изображен еще более частный случай, когда окружность наземных стартов совпадает с географической параллелью. При этом пологий разгон без выхода на промежуточную орбиту возможен только для точек данной параллели. Мы здесь не входим в обсуждение вопроса о том, для каких целей исследования мирового пространства может понадобиться, чтобы геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли была направлена к южному полюсу небесной сферы, как это изображено на рис. 119, в. (На рис. 119, а, б, в пунктирная линия, проходящая через центр окружности наземных стартов и центр Земли, является осью поверхности, изображенной на рис. 118, и указывает направление выхода из сферы действия Земли.)

Впервые старт с промежуточной орбиты был осуществлен 12 февраля 1961 г. при запуске советской автоматической станции «Венера-1».

§ 3. Гелиоцентрическое движение вне сферы действия Земли

Перейдем теперь ко второму участку пассивной траектории межпланетного полета, самому длинному и продолжительному.

Выше уже говорилось, как находится гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия, когда задано геоцентрическое

движение внутри нее. Эта скорость представляет собой начальную скорость последующего движения относительно Солнца (гелиоцентрическую скорость). Геоцентрическую скорость выхода $v_{\text{вых}}$ часто называют *добавочной скоростью*, так как «векторное» добавление ее к скорости Земли V_3 и дает гелиоцентрическую скорость $V_{\text{вых}}$. Характер задачи заставляет, как правило, поступать наоборот: по уже известной гелиоцентрической скорости методом векторного вычитания определяют добавочную скорость, а по ней — начальную скорость старта с помощью приближенной формулы (2).

В зависимости от величины гелиоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ выхода из сферы действия Земли гелиоцентрические орбиты могут быть эллиптическими, параболическими, гиперболическими и, в принципе, прямолинейными. В первом случае космический аппарат, покинув сферу действия Земли, превращается в *искусственную планету* или, что то же, *искусственный спутник Солнца*, во втором и третьем он навсегда покидает Солнечную систему.

На среднем расстоянии Земли от Солнца параболическая скорость $V_{\text{п}} = \sqrt{2K/R_3} = 29,785 \sqrt{2} = 42,122$ км/с. Энергетически легче всего получить такую скорость, если геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $v_{\text{вых}}$ будет параллельна скорости Земли V_3 и направлена в ту же сторону. Тогда $V_{\text{п}} = V_3 + v_{\text{вых}}$, откуда $v_{\text{вых}} = V_{\text{п}} - V_3 = 42,122 - 29,785 = 12,337$ км/с. Так как высота отсечки двигателя в разных случаях бывает различной, то условимся считать ее во всех примерах равной нулю, т. е. будем приводить все начальные скорости к поверхности Земли. Тогда по формуле (2)

$$v_0 = \sqrt{v_{\text{вых}}^2 + v_{\text{осв } 0}^2} = \sqrt{12,337^2 + 11,186^2} = \sqrt{277,33} = 16,653 \text{ км/с.}$$

Мы получили величину так называемой *третьей космической скорости*, обеспечивающей уход из Солнечной системы по параболе, касательной к орбите Земли. На высоте 200 км третья космическая скорость равна 16,539 км/с.

Чтобы выяснить основные закономерности межпланетных траекторий, мы рассмотрим для простоты семейство гелиоцентрических орбит, касательных к орбите Земли. Эти орбиты получаются в том случае, когда геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $v_{\text{вых}}$ совпадает по направлению со скоростью Земли или прямо противоположна ей. Мы уже рассмотрели один подобный случай — уход по параболе из Солнечной системы, когда $V_{\text{вых}} = V_{\text{п}}$.

При значениях же $V_{\text{вых}}$, меньших $V_{\text{п}}$, мы получаем орбиты искусственных планет. При этом возможны следующие случаи:

1) $v_{\text{вых}}$ совпадает по направлению со скоростью Земли V_3 ; тогда $V_{\text{вых}}$ больше V_3 и орбита искусственной планеты расположена вне орбиты Земли (рис. 120, а); ее перигелий находится на орбите Земли;

2) $v_{\text{вых}} = 0$; тогда $V_{\text{вых}} = V_3$ и орбита искусственной планеты совпадает с орбитой Земли (рис. 120, б);

3) $v_{\text{вых}}$ направлена в сторону, прямо противоположную скорости Земли V_3 ; тогда $V_{\text{вых}}$ меньше V_3 и орбита искусственной планеты расположена внутри орбиты Земли (рис. 120, в); ее афелий находится на орбите Земли;

4) $v_{\text{вых}} = V_3$, причем $v_{\text{вых}}$ прямо противоположна V_3 ; тогда $V_{\text{вых}} = 0$ и орбита искусственной планеты вырождается в радиальную прямую падения на Солнце, которое продолжается 64 сут (рис. 120, г).

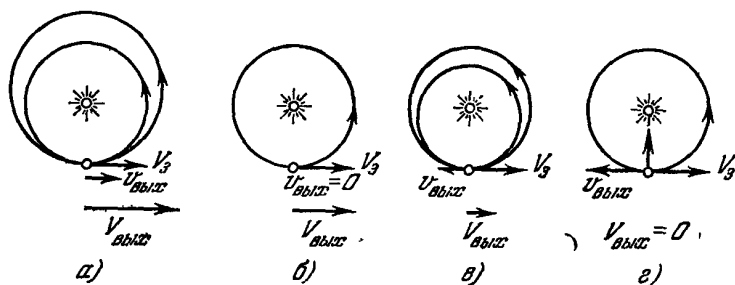


Рис. 120. Гелиоцентрические траектории в четырех характерных случаях выхода из сферы действия Земли.

В первом случае, если только $v_{\text{вых}}$ достаточна по величине, орбиты могут служить путями к внешним планетам — Марсу, Юпитеру и другим.

Во втором случае граница сферы действия Земли достигается при отлете с Земли в вертикальном направлении с эллиптической начальной скоростью 11,148 км/с, если производить расчет по формуле (1), или с параболической скоростью 11,186 км/с, если считать по формуле (2). Разница, казалось бы, невелика, но все дело в том, что если придать телу параболическую скорость 11,186 км/с, то оно на расстоянии 925 000 км будет иметь скорость 0,926 км/с, что очень далеко от нуля. Приближенной формулой (2) в этом случае пользоваться нельзя. Орбиту искусственной планеты в масштабах Солнечной системы можно считать в данном случае совпадающей с орбитой Земли. При старте с параболической геоцентрической скоростью, когда $V_{\text{вых}}$ на 0,926 км/с больше V_3 , искусственная планета в своем афелии отстоит от орбиты Земли на 0,14 а. е., т. е. на 21 млн. км. Не учтенные здесь возмущения со стороны Земли фактически приблизят орбиту искусственной планеты к орбите Земли.

В третьем случае орбиты при достаточной величине $v_{\text{вых}}$ могут служить путями к Венере, Меркурию и окрестностям Солнца.

В четвертом случае из условия $v_{\text{вых}} = V_3 = 29,785$ км/с вытекает величина начальной скорости $v_0 = \sqrt{29,785^2 + 11,186^2} = 31,816$ км/с. Эту скорость иногда называют *четвертой космической скоростью* [4.6]. «Упасть на Солнце» оказывается во много раз труднее, чем по-

кинуть навсегда поле его тяготения ¹⁾. Еще более трудным был бы вывод космического аппарата на такую орбиту, по которой он обращался бы вокруг Солнца в направлении, обратном движению Земли и других планет. Для этого скорость $v_{\text{вых}}$ должна быть направлена противоположно скорости Земли и превышать 31,8 км/с.

Таблица 5. Четыре космические скорости

Скорость	Первая	Вторая	Третья	Четвертая
На поверхности Земли, км/с	7,910	11,186	16,653	31,816
На высоте 200 км, км/с	7,788	11,015	16,539	31,756
Импульс схода с орбиты высотой 200 км, км/с	0	3,227	8,751	23,968
Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли (v_{∞}), км/с	—	0	12,337	29,785
Гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, км/с	0	29,785	42,122	0
«Удельная энергия» на поверхности Земли, км ² /с ²	—62,565	0	152,20	887,15
«Удельная энергия» на высоте 200 км, км ² /с ²	—60,661	0	152,20	887,15

В таблице 5 сведены воедино значения четырех космических скоростей, с которыми мы успели познакомиться. Отдельно указаны приращения скоростей при сходе с околоземной орбиты высотой 200 км.

§ 4. Гомановские и параболические перелеты

Примем упрощенную модель планетных орбит: будем считать орбиты всех планет круговыми, лежащими в плоскости эклиптики. Такое предположение позволяет выявить важные качественные закономерности и очень полезно, пока не ставится цель — точно спроектировать конкретный межпланетный перелет.

Будем называть орбиту искусственной планеты, ведущую к орбите определенной планеты-цели, *орбитой перехода*. Чем больше $v_{\text{вых}}$, тем больше эксцентриситет орбиты искусственной планеты и

¹⁾ В качестве курьеза уместно вспомнить, что в одном из американских фантастических рассказов космонавт падает на Солнце и гибнет ... из-за нечаянной ошибки управления.

тем сильнее в первом из рассмотренных выше четырех случаях афелий орбиты перехода удаляется от Солнца, а в третьем — ее перигелий приближается к Солнцу. При определенном значении $v_{\text{вых}}$ афелий в первом случае и перигелий в третьем оказываются на орбитах внешней или внутренней (по отношению к орбите Земли) планеты-цели: орбиты перехода и планеты-цели касаются. Дальнейшее увеличение скорости выхода из сферы действия Земли

приводит к пересечению орбиты перехода и орбиты цели.

Нетрудно сообразить, что если бы орбита перехода не касалась орбиты Земли, а при том же значении $v_{\text{вых}}$ пересекала ее, то цель не была бы достигнута, так как вектор скорости $v_{\text{вых}}$ худшим образом складывался бы (векторно) с вектором скорости Земли. Таким образом, минимальное значение добавочной скорости $v_{\text{вых}}$ и, следовательно, скорости отлета с Земли, определяемой по формуле

$$v_0 = \sqrt{v_{\text{вых}}^2 + v_{\text{осв } 0}^2}, \quad (4)$$

соответствует орбите перехода, касающейся одновременно орбиты Земли и орбиты планеты-цели. Такая орбита называется гомановской, а также

полуэллиптической или котангенциальной (рис. 121).

В табл. 6 приведены необходимые для достижения планет значения минимальных скоростей отлета с Земли (с поверхности и с высоты 200 км), вычисленные по формуле (4), а также соответствующие скорости схода с промежуточной околоземной орбиты, расположенной на высоте 200 км, дополняющие круговую скорость на этой высоте 7,789 км/с до необходимой. Входящая в формулу (4) величина $v_{\text{вых}}$ находится из соотношений

$$v_{\text{вых}} = V_{\text{вых}} - V_{\text{З}} \text{ для внешних планет} \quad (5)$$

и

$$v_{\text{вых}} = V_{\text{З}} - V_{\text{вых}} \text{ для внутренних планет} \quad (5')$$

или в общем случае (не только для орбит перехода, касающихся орбиты Земли) в векторном виде

$$\mathbf{v}_{\text{вых}} = \mathbf{V}_{\text{вых}} - \mathbf{V}_{\text{З}}.$$

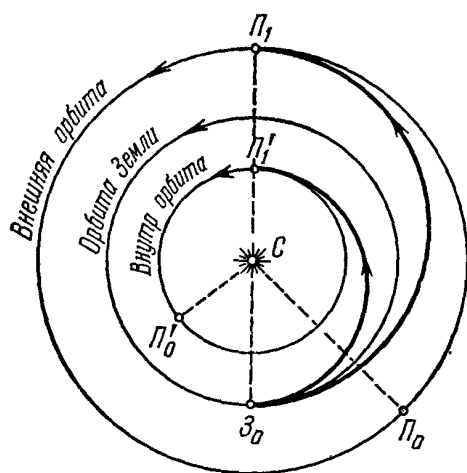


Рис. 121. Гомановские траектории перелета (С, З, П, П — Солнце, Земля, внешняя и внутренняя планеты, 0 и 1 — индексы начала и конца перелета). Углы начальной конфигурации — Z_0CP_0 и $Z_0CP'_0$.

Величину $V_{\text{вых}}$ можно вычислить из уравнения для эллиптического движения (см. формулу (9) в § 5 гл. 2):

$$V_{\text{вых}} = \sqrt{K \left(\frac{2}{R_3} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (6)$$

где K — гравитационный параметр Солнца, а a — большая полуось орбиты перехода. Но $a = (R_3 + R_{\text{пл}})/2$. Подставив в (6), после приведения к общему знаменателю найдем

$$V_{\text{вых}} = \sqrt{\frac{2K}{R_3}} \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{R_3(R_3 + R_{\text{пл}})}}. \quad (7)$$

Вспомнив, что $\sqrt{2K/R_3} = \sqrt{2}V_3 = 42,122$ км/с, и выразив радиусы планет в астрономических единицах, получим

$$V_{\text{вых}} = 42,122 \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{1 + R_{\text{пл}}}} \text{ км/с}. \quad (8)$$

С помощью формулы (8) и столбца 2 табл. 6 мы заполним столбец 6 табл. 6. Затем с помощью предыдущих формул заполнятся и столбцы 5, 2, 3, 4.

Продолжительность $T_{\text{гом}}$ перелета по гомановской траектории (столбцы 8 и 9 табл. 6) вычисляется как половина полного периода обращения искусственной планеты, определяемого по формуле (5) в § 5 гл. 2:

$$T_{\text{гом}} = \frac{\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{\left(\frac{R_3 + R_{\text{пл}}}{2} \right)^3}. \quad (9)$$

Будем выражать расстояния в а. е., а время в звездных годах. Тогда для Земли из формулы для полного периода обращения¹⁾

$$P = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{a^3}$$

найдем

$$1 = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{1^3}, \text{ т. е. } \sqrt{K} = 2\pi.$$

Отсюда

$$T_{\text{гом}} = \frac{\sqrt{2}}{8} \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} = 0,1767767 \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} \text{ звездных лет}, \quad (10)$$

¹⁾ Строго говоря, следует учесть общую массу Земли и Луны m , т. е. писать вместо $\sqrt{fM}$ выражение $\sqrt{f(M+m)}$, где M — масса Солнца. Но $m = 0,000003 M$. Столь большая точность нам не нужна.

Таблица 6. Гомановские траектории полетов к планетам, Солнцу и Луне

Небесное тело	Начальная скорость, км/с			Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $v_{\text{вых}}, \text{ км/с}$	Скорость подлета к цели $V_{\text{вх}}, \text{ км/с}$	Продолжительность перелета		Угол начальной конфигурации, град	Время от момента старта до нижнего соединения или противостояния, сут
	У поверхности Земли	На высоте 200 км	Сход с орбиты высотой 200 км			суток	звездных лет		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Меркурий	13,486	13,344	5,556	7,533	22,252	57,484	105,5	0,29	-251,7
Венера	11,461	11,294	3,506	2,496	27,289	37,727	146,1	0,34	-54,1
Марс	11,567	11,401	3,613	2,945	32,729	21,480	258,9	0,71	44,3
Юпитер	14,228	14,093	6,305	8,792	38,577	7,415	997,5	2,73	97,1
Сатурн	15,198	15,073	7,285	10,289	40,074	4,201	2 209,1	6,05	106,0
Уран	15,887	15,766	7,978	11,281	41,066	2,140	5 858,1	16,04	111,5
Нептун	16,154	16,035	8,247	11,654	41,439	1,378	11 182,8	30,62	112,9
Плутон	16,270	16,152	8,364	11,814	41,599	1,053	16 654,3	45,60	113,4
Солнце	29,151	29,085	21,297	26,919	2,866	616	65,05	0,18	—
Луна	11,09	10,9	3,1	—	—	0,2	5	0,014	—

если $R_{\text{пл}}$ выражено в а. е., или (звездный год содержит 365,25636 средних солнечных суток)

$$T_{\text{гом}} = 64,5688 \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} \text{ сут.} \quad (10')$$

В частности, полет по гомановской траектории к точке поверхности Солнца, противоположной Земле, отстоящей от центра Солнца на расстоянии 0,00465 а. е., должен продолжаться 65,02 сут. Необходимая для этого скорость отлета с Земли 29,151 км/с (см. табл. 6) есть *минимальная скорость, обеспечивающая достижение Солнца*. Она мало отличается от четвертой космической скорости. Полет с четвертой космической скоростью до центра Солнца ($R_{\text{пл}}=0$ в формуле (10')) продолжается 64,57 сут.

Повторяя рассуждения § 6 гл. 5, мы приходим к понятию *начальной конфигурации* Земли и планеты назначения относительно Солнца, позволяющей совершить заданный перелет. Для гомановского перелета угловая дальность равна 180° , и угол начальной конфигурации ψ (столбец 10 табл. 6) определяется по формуле

$$\psi = 180^\circ - \alpha, \quad (11)$$

где α — дуга орбиты, проходимая планетой назначения за время перелета (находится умножением столбца 8 табл. 3 на столбец 8 табл. 6). Для внутренних планет угол ψ отрицателен: эти планеты в момент старта находятся позади Земли, а не впереди нее, как внешние планеты.

Начальная конфигурация наступает за определенное время (столбец 11 табл. 6) до того момента, как внутренняя планета «догонит» Землю и окажется на линии Солнце — Земля («нижнее соединение») или Земля «догонит» внешнюю планету и окажется на линии Солнце — планета («противостояние»). Это время τ находится по формуле

$$\tau = \frac{\psi}{\omega_3 - \omega_{\text{пл}}},$$

где ω_3 и $\omega_{\text{пл}}$ — дуги, проходимые Землей и планетой назначения за сутки (столбец 8 табл. 3). Начальная конфигурация (как и другая, произвольная, конфигурация) повторяется через синодический период (столбец 7 табл. 3), определяемый по формуле $P_{\text{синод}} = P_{\text{пл}} P_3 / |P_{\text{пл}} - P_3|$ (§ 6 гл. 5).

В табл. 7 приведены аналогичные данные для полетов к внешним планетам с начальной третьей космической скоростью $v_0 = 16,653$ км/с (у поверхности Земли) и выходными скоростями $v_{\text{вых}} = 12,337$ км/с, $V_{\text{вых}} = 42,122$ км/с.

Продолжительность перелета находится по формуле (приводим без вывода)

$$T_{\text{п}} = \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{K}} R_3 \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{R_3} - 1} \left[1 + \frac{1}{3} \left(\frac{R_{\text{пл}}}{R_3} - 1 \right) \right]. \quad (12)$$

Таблица 7. Параболические траектории полетов к планетам и Луне

Небесное тело	Скорость подлета к цели $V_{вх}$, км/с	Продолжительность перелета		Угловая дальность θ , град	Угол начальной конфигурации ψ , град	Время от момента старта до противостояния τ , сут
		сут	зв. годы			
1	2	3	4	5	6	7
Марс	34,124	69,9	0,19	71,8	35,2	76,3
Юпитер	18,467	404,7	1,11	128,0	94,4	104,0
Сатурн	13,639	924,0	2,53	142,2	111,2	116,8
Уран	9,615	2476,8	6,78	153,6	124,6	127,9
Нептун	7,682	4738,8	12,97	159,0	130,6	133,3
Плутон	6,702	7061,8	19,33	161,7	133,5	136,0
Луна	1,440	2		165,2	—	—

Если измерять расстояния в астрономических единицах, а время в звездных годах, то

$$T_n = \frac{\sqrt{2}}{2\pi} \sqrt{R_{пл}-1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{пл}-1) \right] = \\ = 0,22508 \sqrt{R_{пл}-1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{пл}-1) \right] \text{ звездных лет } (12')$$

или

$$T_n = 82,212 \sqrt{R_{пл}-1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{пл}-1) \right] \text{ сут. } (12'')$$

Угловая дальность θ в случае параболического перелета (столбец 5 табл. 7) равна

$$\theta = 2 \arccos \sqrt{1/R_{пл.а.е.}}$$

При сравнении данных столбца 9 табл. 6 и столбца 4 табл. 7 бросается в глаза большой выигрыш во времени, которым отличаются параболические перелеты от гомановских.

При чтении последующих глав полезно время от времени обращаться к табл. 6 и 7. При этом следует помнить, что данные табл. 6 и 7 (а также табл. 8—11) относятся к упрощенной модели планетных орбит. Подлинные характеристики космических операций всегда будут хуже (а для планет, чьи орбиты имеют сильный наклон и эксцентриситет, как правило, з н а ч и т е л ь н о хуже). И все же эти таблицы очень полезны для ориентировочных оценок.

§ 5. Движение внутри сферы действия планеты-цели

Определим прежде всего планетоцентрическую скорость входа $v_{вх}$ космического аппарата в сферу действия планеты.

Если перелет совершается по гомановской траектории, то гелиоцентрическую скорость входа в сферу действия планеты мы можем принять гелиоцентрическую скорость подлета к орбите планеты-цели, совпадающую по направлению с орбитальной скоростью планеты. Скорость подлета меньше орбитальной скорости планеты при полете к внешним планетам (Марс, Юпитер и т. д.) и больше нее при полете к внутренним планетам (Венера и Меркурий). Поэтому вход в сферу действия совершается с фронтальной стороны для внешней планеты (планета догоняет космический аппарат) и с тыльной стороны для внутренней (аппарат догоняет планету). Соответственно планетоцентрическая скорость входа для внешних планет определяется по формуле

$$v_{вх} = V_{пл} - V_{вх},$$

а для внутренних — по формуле

$$v_{вх} = V_{вх} - V_{пл}.$$

В общем случае (перелет — не обязательно гомановский) справедливо векторное соотношение

$$\mathbf{v}_{вх} = \mathbf{V}_{вх} - \mathbf{V}_{пл}.$$

Если обозначить угол между векторами $V_{вх}$ и $V_{пл}$ буквой θ , то, построив треугольник скоростей, по теореме косинусов получим

$$v_{вх}^2 = V_{вх}^2 + V_{пл}^2 - 2V_{вх}V_{пл} \cos \theta. \quad (13)$$

Здесь $V_{вх}$ найдется из закона сохранения энергии:

$$V_{вх}^2 = V_0^2 - \frac{2K}{R_3} \left(1 - \frac{R_3}{R_{вх}} \right), \quad (14)$$

где K — гравитационный параметр Солнца, V_0 — начальная гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, $R_3 = 1$ а. е. — соответствующее начальное расстояние от Солнца, $R_{вх} = R_{пл}$ — расстояние от Солнца в момент входа в сферу действия планеты-цели, которое можно принять за радиус орбиты планеты. Если считать орбиту планеты-цели круговой, то угол θ совпадает с углом α между вектором скорости $V_{вх}$ и трансверсалью и может быть найден из закона сохранения момента количества движения

$$R_0 V_0 \cos \alpha_0 = R_{пл} V_{вх} \cos \alpha$$

(см. уравнение (7) в § 5 гл. 2). Это соотношение справедливо для произвольной орбиты перелета.

Если же траектория перелета касается орбиты Земли, то $\alpha_0=0$ и

$$\cos \theta = R_3 V_0 / (R_{\text{пл}} V_{\text{вх}}). \quad (15)$$

Если, кроме того, она касается еще и орбиты планеты-цели, то $\theta=0$ и

$$V_{\text{вх}} = V_0 \frac{R_3}{R_{\text{пл}}} = \frac{V_0}{R_{\text{пл.а.е.}}}. \quad (16)$$

По формуле (16) и был вычислен столбец 7 табл. 6.

В случае отлета с Земли с третьей космической скоростью 16,653 км/с гелиоцентрическая скорость подлета к сфере действия любой внешней планеты равна $V_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{2}$ (если считать орбиты планет круговыми). Поэтому по формуле (13)

$$v_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \cos \theta}.$$

Можно доказать ¹⁾, что $\cos \theta = V_{\text{пл}}/V_3$ и потому

$$v_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \frac{V_{\text{пл}}}{V_3}}. \quad (17)$$

Теперь легко вычисляется столбец 2 табл. 9 по столбцам 5 и 6 табл. 3.

Входная планетоцентрическая скорость всегда оказывается больше параболической, соответствующей полю тяготения планеты, на границе сферы действия. В случае полета к Марсу или Венере даже с минимальными скоростями (см. главы 16 и 17) планетоцентрическая скорость входа примерно втрое превышает параболическую скорость. При полетах к другим планетам это превышение еще больше [4.7]. Поэтому *планетоцентрическая траектория внутри сферы действия любой планеты всегда является гиперболой*, вследствие чего космический аппарат после входа в сферу действия должен неизбежно через некоторое время покинуть ее, если только на своем пути он не встретит планету или хотя бы ее атмосферу. После выхода из сферы действия гелиоцентрическое движение космического аппарата происходит уже по новой кеплеровой орбите.

Чтобы стало возможным *попадание в планету*, линия, по которой направлена входная планетоцентрическая скорость, должна проходить на таком расстоянии от планеты, чтобы искривление траектории могло привести ко встрече с планетой. Иными словами, прицельная дальность не должна превышать эффективного радиуса планеты. Для последней величины действительна формула, уже приводившаяся в § 5 гл. 8:

$$r_{\text{эфф}}^2 = r^* \left(\frac{2K}{v_{\text{вх}}^2} + r^* \right) \text{ или } r_{\text{эфф}}^2 = r^{*2} \left[\left(\frac{v_{\text{орб}}^*}{v_{\text{вх}}} \right)^2 + 1 \right], \quad (18)$$

¹⁾ Предоставляем это сделать читателю. Нужно воспользоваться законом сохранения момента количества движения и обратной пропорциональностью квадратов скоростей планет их расстояниям от Солнца.

где K — гравитационный параметр планеты, r^* — ее радиус, $v_{\text{вх}} = v_{\infty}$ — планетоцентрическая скорость входа, принимаемая за «скорость на бесконечности», $v_{\text{осв}}^*$ — скорость освобождения на поверхности планеты.

Посадки на планеты Солнечной системы могут быть двух типов. На небесные тела, практически не обладающие атмосферой (Меркурий и многие естественные спутники планет), посадка осуществляется таким же путем, как и на Луну, т. е. с помощью реактивного погашения скорости падения

$$v_{\text{пад}} = \sqrt{v_{\text{вх}}^2 + v_{\text{осв}}^{*2}}. \quad (19)$$

Чтобы вычислить начальную массу ракеты-носителя или стартового с околоземной орбиты межпланетного аппарата, нужно подсчитать необходимые суммарные характеристические скорости. При этом надо учесть гравитационные и аэродинамические потери скорости при старте с Земли и гравитационные — при посадке. Следуя некоторым работам, мы потери скорости при старте с Земли здесь и в дальнейшем будем оценивать в 1,6 км/с, т. е. примерно в 20% первой или 14% второй космической скорости (ср. данные о потерях при полетах кораблей «Аполлон», приведенные в § 1 гл. 3). Потери при посадке также будем оценивать в 14% планетоцентрической скорости освобождения $v_{\text{осв}}^*$. Остаются в силе соображения, высказывавшиеся в конце § 5 гл. 10 об использовании орбиты ожидания. Именно поэтому мы и считаем потери одинаковыми независимо от того, используется ли при старте или посадке промежуточная орбита.

Суммарные характеристические скорости для операций посадки на разные планеты и Луну приведены в табл. 8 и 9. При этом для планет, обладающих атмосферой, тормозной посадочный импульс считается равным нулю¹⁾.

Посадка на планету, обладающую атмосферой, происходит во многих случаях аналогично возвращению в атмосферу Земли со стороны Луны. Разнообразие характеристик притяжения планет и структур их атмосфер приводит к большому разнообразию условий входа в атмосферы, к значительным вариациям в ширине коридоров входа. При полетах людей главным показателем при вычислении ширины коридора входа является допустимая перегрузка: ее коэффициент условно принимается равным 10. Может выясниться, однако, что многомесячная невесомость во время межпланетного полета очень ослабляет организм космонавта, и потому допустима лишь перегрузка, скажем, с коэффициентом 3 или 4. Это бы резко сузило коридоры входа. Если речь идет об автоматических аппаратах,

¹⁾ Для Марса при его крайне разреженной атмосфере это сомнительно, если спуск в атмосфере происходит после параболического перелета (скорость входа — около 21 км/с!).

Таблица 8. Планетоцентрическое движение при гомановских перелетах

Небесное тело	Планетоцентрическая скорость входа в сферу действия планеты $V_{вх}$, км/с	Эффективный радиус планеты $r_{эфф}$		Скорость падения на поверхность (входа в атмосферу), км/с	Суммарная характеристическая скорость при мягкой посадке, км/с		Максимальный угол поворота φ_{max} вектора планетоцентрической скорости, град	Максимальное приращение скорости Δv_{max} ($= \Delta V_{max}$), км/с
		в радиусах планеты	в км		Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Меркурий	9,611	1,093	2667	10,509	26,2	16,7	10	1,712
Венера	2,706	3,958	23946	10,710	13,1	3,506	123	4,763
Марс	2,649	2,145	7269	5,683	13,2	3,613	80	3,407
Юпитер	5,643	10,755	746400	60,693	15,8	6,305	159	10,093
Сатурн	5,443	6,731	389000	36,637	16,8	7,285	146	10,416
Уран	4,659	4,716	118690	21,970	17,5	7,978	132	8,516
Нептун	4,054	5,921	145300	24,005	17,8	8,247	142	7,658
Плутон	3,686	1,084	1500	4,0	22	12,8	9	0,592
Луна	~0,8	3,134	5444	2,51	15,5	5,8	109	1,304

то можно считать допустимыми коэффициенты перегрузки, превышающие 100.

Для ширины коридора входа в атмосферы планет применима формула, которая приводилась в § 2 гл. 11, когда обсуждалось

Таблица 9. Планетоцентрическое движение при параболических перелетах

Небесное тело	Планетоцентрическая скорость входа $v_{вх}$, км/с	Эффективный радиус планеты $r_{эфф}$		Скорость падения на поверхность (входа в атмосферу), км/с	Суммарная характеристическая скорость при мягкой посадке, км/с		Максимальный угол поворота φ_{max} вектора планетоцентрической скорости, град	Максимальное приращение скорости Δv_{max} ($= \Delta V_{max}$), км/с
		в радиусах планеты	в км		старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Марс	20,312	1030	3490	20,925	18,3 (?)	8,751(?)	3	1,208
Юпитер	17,323	3,629	251800	62,864	18,3	8,751	118	29,756
Сатурн	13,923	2,788	161100	38,813	18,3	8,751	101	21,497
Уран	10,432	2,288	57590	23,870	18,3	8,751	86	14,172
Нептун	8,562	2,939	72120	25,162	18,3	8,751	105	13,570
Плутон	7,568	1,02	1400	7,723	26,9	17,6	2	0,3
Луна	1,7 ÷ 1,9	~3000	~3000	2,9 ÷ 3,0	16,0	~6,0	60 ÷ 52	1,7

возвращение из района Луны в земную атмосферу. Однако входящий в нее логарифмический декремент плотности λ для других планет или вообще не известен, или известен недостаточно точно. Величина λ зависит от гравитационного поля планеты и от состава ее атмосферы (от среднего молекулярного веса газа). Поэтому расчеты коридоров входа зачастую носят гипотетический характер, и это надо иметь в виду при чтении последующих глав. Тем большее значение должно иметь изучение атмосфер планет как астрономическими, так и космонавтическими средствами. В частности, важное значение имеет «радиопросвечивание» атмосферы планеты при заходе космического аппарата за диск планеты и при выходе из-за него.

Немалое значение в проблеме посадки на планету имеет задача предохранения жидкого топлива (находящегося в охлажденном состоянии) от нагрева при проходе атмосферы.

§ 6. Межпланетный пертурбационный маневр

Как мы увидим в последующих главах, пролетные траектории при межпланетных полетах еще более разнообразны, чем при лунных. Мощные поля тяготения планет юпитерианской группы могут быть эффективно использованы для разгона космических аппаратов до гиперболической гелиоцентрической скорости (что может ускорить полет к более удаленным планетам) и для отбрасывания их к центру Солнечной системы. Мы будем говорить о *многопланетной траектории* (и соответственно о *многопланетном перелете*) в том случае, когда траектория проходит через сферы действия по крайней мере двух планет, не считая планеты старта.

По сравнению с пертурбационным маневром в сфере действия Луны теперь можно ввести два существенных упрощения. Время полета внутри сферы действия планеты составляет слишком незначительную часть продолжительности всего перелета, и потому мы можем им пренебрегать. Мы не будем также учитывать изменения величины и направления скорости планеты в течение этого промежутка времени. Это значит, что движение космического аппарата испытывает как бы мгновенный удар со стороны поля тяготения планеты.

Такой подход к расчету межпланетного пертурбационного маневра оправдан тем, что при сближении с планетой гелиоцентрическое движение космического аппарата сначала замедляется, а затем, после облета, убыстряется в ее сфере действия (или наоборот). Так происходит, например, с Марсом, который, будучи в начале встречи позади космического аппарата, сначала своим притяжением замедляет его полет. При полетах к внутренним планетам все, очевидно, происходит наоборот. В результате общая продолжительность полета практически не меняется, так что время

нахождения в сфере действия планеты можно не учитывать [4.8]. Существует математическое обоснование такой методики [4.9].

«Гравитационный удар» изменяет вектор скорости гелиоцентрического движения. На рис. 122, а, б, в показано соответствующее

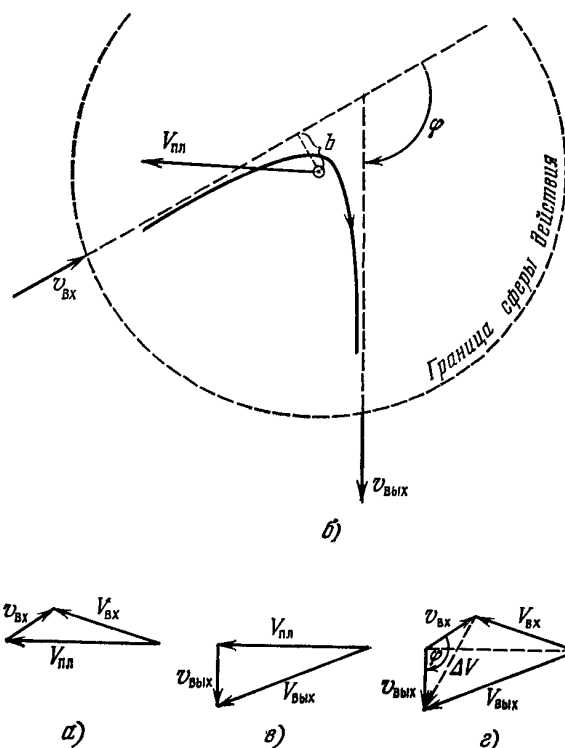


Рис. 122. «Гравитационный удар» при облете планеты: а) треугольник скоростей при входе, б) планетоцентрическое движение, в) треугольник скоростей при выходе, г) изменение ΔV гелиоцентрической скорости в результате пертурбационного маневра. Направление входа соответствует полету к внешней планете.

построение, не нуждающееся в особых пояснениях. Следует напомнить, что $v_{вх} = v_{вых}$. Заметим, что угол φ поворота вектора планетоцентрической скорости за время пролета сферы действия целиком зависит только от величины входной скорости $v_{вх}$ (скорости на «местной бесконечности») и от прицельной дальности b :

$$\operatorname{tg} \frac{\varphi}{2} = \frac{K}{bv_{вх}^2}, \quad (20)$$

где K — гравитационный параметр планеты.

Из рис. 122, в мы видим, как именно изменился вектор гелиоцентрической скорости за время облета. Это изменение ΔV (показано пунктирной стрелкой) совпадает с приращением Δv планетоцентрической скорости за время пролета сферы действия. Оно представляет собой тот импульс скорости ΔV , который притяжение планеты сообщило космическому аппарату, в результате чего он изменил свою гелиоцентрическую орбиту. Если бы планета не обладала притяжением, необходимая цель могла бы быть достигнута только по-

средством импульса скорости, сообщаемого бортовым ракетным двигателем.

Приращение скорости ΔV , достигнутое в результате пролета сферы действия планеты, определяется по формуле

$$\Delta V = 2v_{\text{вх}} \sin \frac{\varphi}{2} \quad (21)$$

(используется тот факт, что левый треугольник на рис. 122, Δ равнобедренный, так как $v_{\text{вх}} = v_{\text{вых}}$).

Чем меньше прицельная дальность, тем сильнее воздействует притяжение планеты на гелиоцентрическую траекторию. При достаточно малой прицельной дальности можно было бы повернуть космический аппарат внутри сферы действия в сторону, почти противоположную входу (при этом $\Delta V \approx 2v_{\text{вх}}$), но ... прицельная дальность не может быть сделана меньше эффективного радиуса планеты. Поэтому существуют максимальный для заданного значения планетоцентрической входной скорости $v_{\text{вх}}$ угол поворота планетоцентрической скорости φ_{max} , который определяется формулой [4.10]

$$\sin \frac{\varphi_{\text{max}}}{2} = \frac{1}{1 + 2 \left(\frac{v_{\text{вх}}}{v_{\text{осв}}^*} \right)^2}, \quad (22)$$

и соответствующее ему максимальное приращение скорости

$$\Delta V_{\text{max}} = \frac{2v_{\text{вх}}}{1 + 2 \left(\frac{v_{\text{вх}}}{v_{\text{осв}}^*} \right)^2}. \quad (23)$$

Им отвечает траектория, проходящая у самой поверхности планеты или у кромки ее атмосферы. Значения ΔV_{max} гомановских и параболических перелетов к планетам приведены в столбцах 9 табл. 8 и 9.

Но максимальные значения φ_{max} и ΔV_{max} вовсе не всегда могут быть использованы, так как направление гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия планеты задается целью, которая преследуется пертурбационным маневром. Нужно значение прицельной дальности b достигается с помощью коррекции перед входом в сферу действия планеты или вскоре после этого, пока планетоцентрическая скорость так мала, а до планеты так далеко, что слабый импульс резко изменяет величину b .

При увеличении планетоцентрической скорости входа $v_{\text{вх}} \approx v_{\infty}$ планетоцентрическая гипербола, естественно, разгибается, т. е. максимальный угол φ_{max} поворота вектора входной скорости уменьшается, как это и следует из формулы (22). Но величина максимального приращения скорости ΔV_{max} при пролете при этом будет увеличиваться только до поры до времени, так как при очень большой скорости $v_{\text{вх}}$ гипербола пролета, понятно, превратится почти в пря-

мую и поле тяготения планеты вообще никак на скорости не отразится. Каково же максимальное значение величины $v_{вх}$, при которой максимальное приращение скорости, сообщаемое тяготением пролетаемой планеты, будет наибольшим? Оказывается, *наибольшая для всех возможных планетоцентрических скоростей входа $v_{вх}$ (для всех возможных траекторий подлета) абсолютная величина (модуль) прироста скорости будет в том случае, когда величина скорости входа $v_{вх}$ равна круговой скорости $v_{кр}^*$ у поверхности планеты¹⁾. При этом сам прирост будет равен по величине $v_{кр}^*$, а угол поворота входной скорости $v_{вх}$ равен 60° .*

В табл. 10 приведены соответствующие значения прироста скорости, которые получены делением на $\sqrt{2}=1,4142$ величин из столбца 7 табл. 4 в § 1. Таковы

Таблица 10. Максимально возможные величины (модули) приращения вектора скорости при пролетах сфер действия планет и Луны, км/с

Меркурий	3,005	Юпитер	42,73
Венера	7,328	Сатурн	25,62
Земля	7,910	Уран	15,18
Луна	1,680	Нептун	16,73
Марс	3,555	Плутон	1,09

максимальные приращения скоростей, по каким бы пассивным траекториям ни прилетали к планетам космические корабли (даже если прилетят пришельцы из столь любимой фантастами системы Тау Кита). На большее названные небесные тела¹⁾ не способны. Уточним: речь идет о модуле приращения

вектора скорости (планетоцентрической или гелиоцентрической — безразлично). Вектор входной планетоцентрической скорости при этом только изменяет свое направление, но не абсолютную величину, а вектор входной гелиоцентрической скорости изменяет, вообще говоря, и абсолютную величину (но совсем не на столько, сколько указано в табл. 10) и направление.

В рассуждениях и расчетах, сделанных выше, совершенно не участвовал радиус сферы действия планеты. Условно можно считать, что центр планеты по определенным правилам наносил удар по космическому аппарату, изменяя его скорость. Новая скорость $V_{вых}$ при этом находилась простым геометрическим построением: к концу вектора скорости планеты $V_{пл}$ прикладывался вектор, равный по величине $v_{вых}=v_{вх}\approx v_\infty$, причем конец этого второго вектора мог занимать многочисленные положения на сфере радиуса $v_{вых}$ (на сфере, а не на окружности, так как треугольники на рис. 122 фактически лежат в разных плоскостях). А величина $v_{вых}$, как и,

¹⁾ Этот результат можно получить, если определить $v_{вх}$ из простого уравнения, которое можно найти, приравняв нулю производную по $v_{вх}$ от выражения (23).

Получается
$$v_{вх} = \frac{v_{осв}^*}{\sqrt{2}}.$$

конечно, величина $V_{пл}$, задана, коль скоро задана траектория перелета. Значит, остается использовать как у п р а в л я ю щ и й ф а к т о р коррекцию траектории на подходе к планете, варьируя прицельную дальность, а с ней и направление вектора $v_{вых}$. Конечно, на самом деле проектировщик-баллистик обладает каким-то запасом энергии, чтобы менять траекторию перелета, и может менять направление вектора $V_{пл}$, целясь в ту или иную точку орбиты планеты, да и ее величину, поскольку орбиты планет все же эллиптические, а не круговые. Но главным способом управления является варьирование прицельной дальности. Это позволяет при пролете планеты с сильным полем тяготения внезапно, «экспромтом» менять весь дальнейший путь космического аппарата (так и поступили фактически руководители NASA с аппаратом «Пионер-11», когда он подлетал к Юпитеру).

Мы рассмотрели *пассивный* пертурбационный маневр, но бывает еще и *активный*, когда в перицентре планетоцентрической гиперболы сообщается реактивный разгонный импульс по направлению вектора скорости. При этом гипербола на рис. 122 разгибается (угол ϕ уменьшается), а *абсолютная величина $v_{вых}$ увеличивается, причем на гораздо бóльшую величину, чем приращение скорости в перицентре.*

Пусть не покажется читателю странным, что в таблице 10 присутствует среди других планет и Земля. Наша планета способна участвовать в различных пертурбационных маневрах, когда запущенный с нее космический аппарат, вновь встретив Землю, переходит на новую гелиоцентрическую траекторию (см., например, § 3 гл. 17 и § 3 гл. 19).

§ 7. Искусственные спутники планет

Чтобы превратить космический аппарат в искусственный спутник планеты, необходимо в какой-то точке его планетоцентрической траектории уменьшить посредством тормозного импульса его скорость с гиперболической величины до эллиптической. Мы рассмотрим здесь необходимые маневры несколько более подробно, чем делали это в § 2 гл. 10, когда говорили о запуске спутника Луны. В § 2 гл. 5 мы сталкивались со случаем, когда лишний импульс скорости приводил к энергетическому выигрышу при запуске спутника Земли на круговую орбиту. Логично было бы задаться вопросом: нет ли таких же возможностей при запусках искусственных спутников планет?

Сначала мы, однако, рассмотрим *одноимпульсный запуск* спутника планеты. Как уже говорилось в § 2 гл. 10, если мы желаем вывести спутник на определенную круговую орбиту вокруг планеты (в § 2 гл. 10 речь шла о Луне), то нужно спланировать вход в сферу действия планеты таким образом, чтобы перицентр гипер-

болы оказался на высоте круговой орбиты и тормозной импульс сообщался в этом перицентре в точности против направления движения (рис. 93, б в § 2 гл. 10).

Допустим, что входная планетоцентрическая скорость (или, что то же, скорость на бесконечности v_∞) нам задана по величине и направлению, но место входа в сферу действия планеты может быть нами выбрано по произволу. Тогда мы имеем возможность подобрать любую прицельную дальность и тем самым обеспечить выход на любую круговую орбиту. Какую же круговую орбиту выбрать, если единственным критерием является экономия топлива? Рассмотрим этот вопрос подробнее, чем в § 2 гл. 10. Математический анализ его позволяет вывести формулу для *радиуса оптимальной орбиты* спутника планеты в случае одноимпульсного перехода на нее [4.5]:

$$r_{\text{опт}} = \frac{2K}{v_{\text{вх}}^2} \quad \text{или} \quad r_{\text{опт}} = r^* \left(\frac{v_{\text{осв}}^*}{v_{\text{вх}}} \right)^2; \quad (24)$$

здесь K — гравитационный параметр планеты, $v_{\text{вх}} = v_\infty$ — скорость входа (скорость на бесконечности), r^* и $v_{\text{осв}}^*$ — соответственно радиус планеты и скорость освобождения на ее поверхности¹⁾.

Из формулы (24) видно, что если $v_{\text{вх}} > v_{\text{осв}}^*$, то оптимальная орбита лежит под поверхностью планеты, т. е. наиболее низкая возможная орбита требует и наименьшего тормозного импульса.

Введем еще следующие обозначения: $v_{\text{кр}}$ — круговая скорость, до которой снижается гиперболическая скорость в перицентре; v_r — величина гиперболической скорости в перицентре; v_t — величина тормозного импульса; v_n — параболическая скорость все в том же перицентре. В случае, когда речь идет именно об оптимальной (и только об оптимальной) орбите, соблюдаются следующие условия:

$$v_{\text{кр}} = \frac{1}{2} v_r, \quad \text{т. е.} \quad v_t = v_r - v_{\text{кр}} = \frac{1}{2} v_r = v_{\text{кр}}$$

(тормозной импульс вдвое уменьшает гиперболическую скорость, когда доводит ее до круговой, и сам равен круговой скорости);

$$v_n = v_\infty, \quad \text{т. е.} \quad \sqrt{2} v_{\text{кр}} = v_\infty \quad \text{или} \quad v_{\text{кр}} = \frac{\sqrt{2}}{2} v_\infty$$

(круговая скорость равна 70,7% скорости на бесконечности, и этой же величине равен тормозной импульс).

¹⁾ Для вывода приведенной формулы достаточно определить радиус $r = r_{\text{опт}}$ орбиты, при котором производная по радиусу r от величины тормозного импульса v_t равна нулю. Для последней имеем выражение

$$v_t = \sqrt{\frac{2K}{r} + v_\infty^2} - \sqrt{\frac{K}{r}}.$$

Выведения искусственных спутников планет на оптимальные круговые орбиты при гомановских перелетах нецелесообразны, так как эти орбиты для всех планет, кроме Меркурия и Плутона, расположены слишком высоко. Приводим соответствующие радиусы орбит (r^* — радиус планеты) и периоды обращения: Венера — $14,666 r^*$, 3,37 сут; Марс — $3,6027 r^*$, 0,47 сут; Юпитер — $114,68 r^*$, 145,1 сут; Сатурн — $44,306 r^*$, 48,39 сут; Уран — $21,236 r^*$, 11,80 сут; Нептун — $34,061 r^*$, 21,20 сут. У Меркурия и Плутона соответствующие радиусы меньше радиуса планеты, т. е. оптимальная круговая орбита фактически лежит у самой поверхности. В случае параболических перелетов дело обстоит лучше: Юпитер — $12,169 r^*$, 5,01 сут; Сатурн — $6,7713 r^*$, 2,89 сут; Уран — $4,2357 r^*$, 1,05 сут; Нептун — $7,6362 r^*$, 2,25 сут.

Понятие оптимальной круговой орбиты имеет теоретическое значение, играя важную роль в случае *двухимпульсных маневров перехода с гиперболической траектории на круговую*. Возможны различные случаи, когда оказывается необходимым или выгодным использовать двухимпульсный переход [4.4, 4.11].

С л у ч а й I. Пусть задана круговая орбита некоторого радиуса r , на которую надо перевести космический аппарат, но линия входа в сферу действия произвольна.

Если $r=r_{\text{опт}}$, т. е. орбита является оптимальной, то с помощью одноимпульсного маневра можно перейти на нее, затратив тормозной импульс $v_T=0,707 v_\infty$.

Если заданная орбита расположена выше оптимальной, т. е. если $v_{\text{кр}} < \sqrt{2}/2 v_\infty = 0,707 v_\infty$, то выгоднее совершить двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123. Нужно так выбрать вход в сферу действия планеты (конечно, при неизменном векторе входной скорости), чтобы гиперболическая траектория 1 пересекла наметченную орбиту. В перицентре A с помощью тормозного импульса космический аппарат переводится на эллиптическую орбиту 2 с апоцентром B , лежащим на круговой орбите 3. В точке B сообщается разгонный импульс, доводящий скорость космического аппарата до местной круговой. Оказывается, что сумма импульсов в точках A и B будет меньше одного тормозного импульса, который мог бы быть использован, если бы подход был совершен по траектории 4, касающейся заданной круговой орбиты. Чтобы максимально увеличить выигрыш, нужно располагать перицентр A как можно ближе к планете (лишь бы не задеть ее).

Если орбита 3 расположена ниже оптимальной (при этом $v_{\text{кр}} > 0,707 v_\infty$), то в принципе можно воспользоваться двухимпульсным маневром, но он даст не выигрыш, а лишь энергетический проигрыш по сравнению с одноимпульсным переходом, который и следует поэтому предпочесть.

Если орбита 3 оптимальная, то оба маневра дают один и тот же результат, т. е. оптимальная орбита отделяет область, в ко-

торой целесообразно применять одноимпульсный маневр перехода, от той, где выгоднее двухимпульсный маневр.

С л у ч а й II. Допустим, что заданы круговая орбита и линия входа в сферу действия, т. е. мы уже лишены возможности выбора перицентра гиперболы, и надо искать наиболее целесообразный образ действий. Так может случиться, если перед входом в сферу действия не была своевременно проведена коррекция траектории.

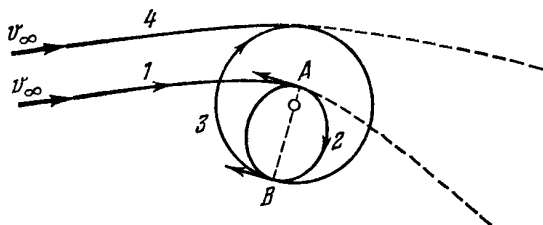


Рис. 123. Двухимпульсный маневр перехода с гиперболической орбиты на круговую.

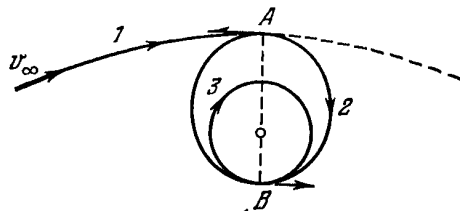


Рис. 124. Двухимпульсный маневр, когда гипербола подхода не пересекает намеченную круговую орбиту.

Если случайно окажется, что гипербола касается круговой орбиты, то нам повезло, и можно воспользоваться одноимпульсным переходом в точке касания. Если гипербола пересекает круговую орбиту, то пригоден двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123, но теперь уже не приходится выбирать перицентр поближе к планете, так как гипербола задана заранее. Если же перицентр A гиперболы 1 (рис. 124) расположен выше круговой орбиты 3 , то следует в нем дать тормозной импульс настолько большой, что перицентр гиперболы станет апоцентром эллипса перехода 2 , перицентр же эллипса 2 будет лежать на орбите 3 . Здесь дополнительный тормозной импульс переведет космический аппарат на круговую орбиту 3 . Можно, конечно, перейти с гиперболы 1 на орбиту 3 , воспользовавшись другими орбитами перехода, не касающимися, а пересекающими гиперболу 1 или орбиту 3 , но при этом потребуются большой расход топлива. *Выгоднее всего сообщать импульсы скорости в точках апсид гиперболы и эллипса перехода.*

С л у ч а й III. Теперь задана линия входа в сферу действия, т. е. задана гипербола подхода, но не указано, на какую именно круговую орбиту надо перейти. На рис. 125 показаны наилучшие способы переходов на круговые орбиты, одна из которых (2) пересекает гиперболу 1 , а другая ($2'$) не пересекает. Чем выше круговая орбита 2 , тем легче переход на нее (тем слабее тормозной импульс в точке A и разгонный в точке B).

С л у ч а й IV. Пусть не задана ни линия входа в сферу действия, ни круговая орбита, на которую нужно вывести космический аппарат. Тогда нужно направить гиперболу, как можно ближе к планете, сообщить в перицентре тормозной импульс, вывести тем самым аппарат на эллипс перехода и в апоцентре этого эллипса со-

общить аппарату разгонный импульс (рис. 123). Чем выше будет круговая орбита, тем меньше будут энергетические затраты.

Помимо описанных двухимпульсных переходов возможны более сложные трехимпульсные и «еще более»-импульсные переходы, могущие дать дополнительную выгоду. Доказано, что оптимальные переходы требуют обязательного приложения импульсов только в точках апсид [4.12].

В случае, если планета обладает атмосферой, можно сэкономить много топлива, воспользовавшись аэродинамическим торможением

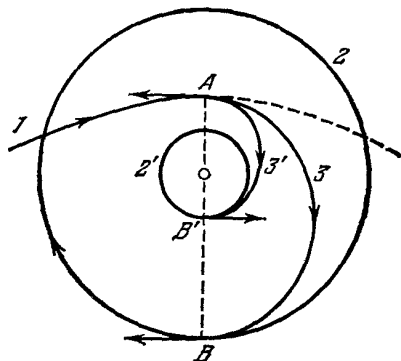


Рис 125. Двухимпульсные маневры, когда гипербола подхода задана, а круговая орбита произвольна.

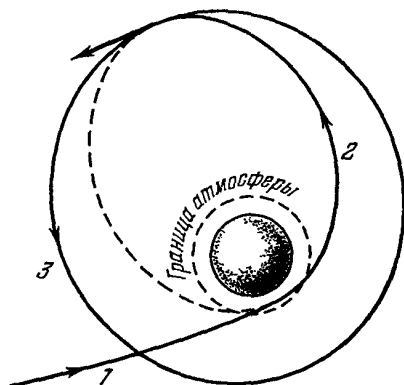


Рис. 126. Использование атмосферы планеты для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода, 2 — орбита после прохода атмосферы, 3 — орбита после сообщения разгонного импульса в апоцентре орбиты 2.

[4.13]. Космический аппарат должен войти в верхние слои атмосферы таким образом, чтобы его скорость благодаря сопротивлению среды уменьшилась до эллиптической. Незначительный разгонный ракетный импульс в апоцентре полученной таким путем орбиты поднимет затем перицентр и выведет его из атмосферы, чтобы увеличить время существования спутника (рис. 126) (если перицентр будет поднят до высоты апоцентра, то окончательная орбита окажется круговой).

Таким образом, некоторая затрата топлива все же потребуется. Следует также учесть затрату топлива на коррекцию для точного входа в атмосферу, а главное — серьезное увеличение массы аппаратуры навигации и коррекции. Все это несколько снижает энергетический выигрыш.

Возможен также несколько иной вариант использования аэродинамического торможения. Космический аппарат, обладающий аэродинамическим качеством, рикошетирует в атмосфере и получает горизонтальный разгонный импульс на максимальной высоте рикошетирования, доводящий его скорость до, допустим, местной круговой (рис. 127). Маневр рикошетирования должен обеспечить минимальную величину импульса [4.14].

Таблица 11. Низкие круговые орбиты искусственных спутников планет и Луны

Небесное тело	Период обращения, мин	Орбитальная скорость, км/с	Гомановские перелеты				Параболические перелеты						
			Тормозной импульс, км/с		Суммарная характеристическая скорость, км/с		Тормозной импульс, км/с	Реактивное торможение		Аэродинамическое торможение		Суммарная характеристическая скорость, км/с	
			Реактивное торможение		Аэродинамическое торможение			Реактивное торможение		Аэродинамическое торможение			
			Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты 200 км	Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты 200 км		Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты 200 км	Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты 200 км		
			4	5	6	7		8	9	10	11	12	13
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
Меркурий	85,0	3,006	7,503	22,6	13,059	—	—	—	—	—	—	—	
Венера	86,5	7,328	3,382	16,4	6,888	13,1	3,506	—	—	—	—	—	
Марс	99,8	3,555	2,128	15,3	5,741	13,2	3,613	17,370	35,6	26,121	18,3	8,751	
Юпитер	170,1	42,73	17,96	33,8	24,27	15,8	6,305	20,13	38,4	28,88	18,3	8,751	
Сатурн	236,3	25,62	11,02	27,8	18,30	16,8	7,285	13,19	31,4	21,94	18,3	8,751	
Уран	173,6	15,18	6,79	24,3	14,77	17,5	7,978	8,69	26,9	17,44	18,3	8,751	
Нептун	153,6	16,73	7,28	25,0	15,53	17,8	8,247	8,43	26,7	17,18	18,3	8,751	
Плутон	161 (?)	0,88 (?)	3	20,9	11	—	—	6,84	25,1	15,59	—	—	
Луна	108,3	1,680	1,83	14,5	4,9	—	—	1,2÷1,3	14,0	4,4÷4,5	—	—	

Торможение с аэродинамическим качеством позволяет также произвести боковой маневр для выведения спутника на орбиту, лежащую в иной плоскости, нежели траектория подхода [4.13, 4.14].

К сожалению, часть сэкономленной с помощью атмосферы энергии будет теряться из-за лишней затраты топлива на предыдущих этапах полета, так как аппарат, входящий в атмосферу, должен быть снабжен теплозащитным покрытием, т. е. иметь увеличенную массу. Наконец, описанные маневры требуют точного входа в узкий атмосферный коридор, что не легко сделать.

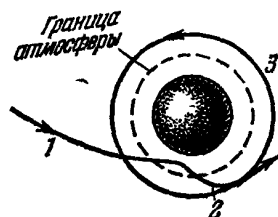


Рис. 127. Использование атмосферы для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода, 2 — траектория рикошетирования, 3 — орбита спутника.

Этих недостатков лишен компромиссный метод запуска спутника, при котором небольшой реактивный импульс сообщается в разреженных слоях атмосферы, чтобы вывести спутник на эллиптическую орбиту с высоким апоцентром. Затем спутник «автоматически» тормозится по методу «тормозных эллипсов» (см. § 2 гл. 11), почти не снижаясь в перигентре. Когда апоцентр опустится до заданной высоты, слабый разгонный импульс двигателя в апоцентре поднимет на нужную высоту перигентр. Выведение таким образом спутников на низкие почти круговые орбиты дает ощутимый выигрыш в характеристической скорости по сравнению с непосредственным выводом путем реактивного торможения. Он составляет при эксцентриситете 0,8 начальной эллиптической орбиты примерно 1; 2,2 и 12,7 км/с соответственно для спутников Марса, Венеры и Юпитера [4.15].

В табл. 11 указаны характеристики низких орбит искусственных спутников планет (и Луны). Под «низкими» понимаются круговые орбиты радиуса, равного среднему радиусу планеты (наличием экваториального вздутия, гор, а также атмосферы пренебрегается). Тормозные импульсы указаны для одноимпульсных маневров, причем гиперболическая скорость перед торможением для перехода на низкую орбиту принята равной скорости падения (столбцы 5 табл. 8 и 9). При вычислении суммарных характеристических скоростей полностью пренебрегалось потерями при выходе на орбиту спутника в случае реактивного торможения и необходимостью некоторой затраты топлива при аэродинамическом торможении. Потери при старте с Земли предполагались, как и всюду, равными 1,6 км/с.

§ 8. Возмущения межпланетных траекторий

Применяемый нами приближенный метод расчета межпланетных траекторий рассматривает движение на каждом из трех основных участков полета как кеплерово, невозмущенное. Между тем при

расчете конкретной межпланетной траектории необходимо учитывать возмущения. Так, например, вне сферы действия Земли довольно существенны возмущения гелиоцентрического движения со стороны Юпитера. Вследствие этих возмущений (происходящих из-за того, что Юпитер сообщает разные гравитационные ускорения космическому аппарату и Солнцу) космический аппарат может смещаться на десятки тысяч километров. Порядок этих возмущений примерно такой же, как у возмущений движения Земли со стороны Юпитера, а они достигают 20 000—30 000 км. Гораздо слабее сказываются возмущения со стороны других планет. В самом деле, суммарное возмущение Земли со стороны Марса, Сатурна, Урана и Нептуна не превышает 6000 км [4.16].

Искусственная планета, движущаяся на всем протяжении своей орбиты вблизи естественной планеты, должна испытывать значительные возмущения со стороны последней. Эти возмущения в частных случаях приводят к движениям по круговым орбитам с периодом обращения, равным периоду обращения возмущающей планеты. Речь идет об искусственных планетах, находящихся в *точках либрации системы Солнце — планета*. Формально каждой естественной планете должны соответствовать две треугольные и три коллинеарные точки либрации. Фактически, однако, искусственные планеты не могут удержаться в треугольных точках либрации, соответствующих по крайней мере планетам с малой массой, из-за возмущений со стороны посторонних планет. Например, расстояния треугольных точек либрации системы Солнце — Земля от Юпитера в 4—6 раз больше, чем расстояния от Земли, но масса Юпитера в триста раз больше земной, и потому искусственные планеты в этих точках должны испытывать примерно в 10 раз большее влияние со стороны Юпитера, чем со стороны Земли. По этой причине выведение искусственных планет в «формальные» треугольные точки либрации на орбитах по крайней мере Меркурия, Венеры, Земли и Марса лишено всякого смысла. Эти точки ничем не лучше других точек на орбитах указанных планет. Проекты запусков в эти точки, время от времени публикующиеся¹⁾, представляют собой чисто бумажное творчество. Лучше обстоит дело с коллинеарными точками либрации L_1 и L_2 , которые хотя и неустойчивы и испытывают возмущения со стороны посторонних планет, но находятся в основном под влиянием возмущений со стороны планеты-хозяйки, сравнительно близко расположенной. Приводим сведения о расстояниях коллинеарных точек либрации L_1 и L_2 до соответствующих планет [4.17]: Меркурий — $2,21 \cdot 10^5$ и $2,21 \cdot 10^5$ км; Венера — $1,01 \cdot 10^6$ и $1,01 \cdot 10^6$ км; Земля — $1,49 \cdot 10^6$ и $1,50 \cdot 10^6$ км; Марс — $1,08 \cdot 10^6$ и $1,09 \cdot 10^6$ км; Юпитер — $5,19 \cdot 10^7$ и $5,43 \cdot 10^7$ км; Сатурн — $6,44 \times 10^7$ и $6,64 \cdot 10^7$ км. Все эти точки расположены снаружи от сфер

¹⁾ См., например, Spaceflight, 1970, v. 12, № 12; 1972, v. 14, № 4.

действия соответствующих планет, но очень близко от их границ и глубоко внутри сфер влияния (см. столбцы 4 и 5 табл. 4 в § 1). Космические аппараты, расположенные в этих точках, можно рассматривать и как искусственные планеты и как искусственные спутники планет с периодами обращения, равными периодам обращения планет вокруг Солнца.

Особо должны учитываться возмущения в движении искусственных спутников планет, накапливающиеся в течение многих оборотов, но останавливаться на их детальном анализе для различных планет пока еще преждевременно.

§ 9. Коррекция межпланетных траекторий

Огромная длина межпланетных траекторий делает их весьма чувствительными к самым небольшим ошибкам в величине и направлении начальной скорости. Ошибка в величине приобретенной при запуске скорости на 1 м/с может привести к отклонению от цели на сотни тысяч километров.

Каковы источники ошибок? Это прежде всего инструментальные ошибки — погрешности аппаратуры управления ракетой-носителем на активном участке и при различных маневрах. Сами эти ошибки происходят, во-первых, от недостаточно точного определения местоположения и скорости объекта (ошибки измерений) и, во-вторых, от неточного срабатывания управляющих органов. Ошибки, происходящие от неточной работы аппаратуры, с прогрессом техники будут уменьшаться. Но уменьшатся ли они до уровня, при котором промах станет несуществен? Для этого точность аппаратуры должна повыситься в сотни раз! Технически, видимо, проще пойти по другому пути — использовать для компенсации ошибок корректирующие маневры [4.18].

Серьезным источником ошибок является недостаточно точное знание нами межпланетных расстояний. Мы очень точно знаем эти расстояния выраженными в астрономических единицах, но сама эта единица недостаточно точно известна. Неизвестен, иными словами, масштаб Солнечной системы. Одно это еще недавно могло привести к промаху в десятки тысяч километров. Наконец, нуждаются в уточнении массы планет. По мере того как совершаются космические полеты, ошибки такого рода постепенно исчезают, так как наблюдение каждого сближения с планетой уточняет ее массу и расстояние до нее. Масштаб Солнечной системы успешно уточняется также методом радиолокации Солнца и планет.

Но инструментальные источники ошибок сохраняются и в будущем, поэтому коррекция межпланетных траекторий будет необходима. Поскольку это так, теряет смысл точный учет мелких возмущений траектории, о которых говорилось выше.

Те же причины приводят к неизбежной неточности и самих кор-

ректирующих маневров. Поэтому в течение полета может понадобиться совершить несколько коррекций, если преследуемые цели требуют достаточно точного сближения с исследуемой планетой.

Планирование корректирующих маневров встречает большие трудности математического и технического характера.

Когда сообщить корректирующий импульс: сразу, как только будет обнаружена ошибка, или позже, когда величина ошибки будет уточнена, но, быть может, потребуется больше энергии для ее компенсации? Какую цель должна преследовать коррекция: вывести космический аппарат в первоначально выбранную точку встречи с планетой-целью или в другую точку (и, следовательно, в другой момент времени), если первое технически проще, а второе дает выигрыш в количестве расходуемого при коррекции топлива? Что выгоднее: установить на ракете-носителе более точную и, следовательно, более тяжелую аппаратуру автоматического управления или вместо этого увеличить количество топлива для коррекции? Как часты должны быть корректирующие маневры? Где, на каком участке траектории их следует планировать? Как вообще осуществлять это планирование перед полетом, если ошибки заранее неизвестны, так как носят случайный характер, но в то же время совершенно неизбежны [4.19]?

Теория коррекции межпланетных траекторий поэтому весьма сложна и не может быть здесь детально освещена [4.20, 4.21].

При проектировании космического полета возникает задача оптимизации коррекций, т. е. выбора такой траектории перелета и выбора на ней таких точек коррекции, чтобы сумма импульсов коррекций была минимальной. Корректируется как место встречи с планетой назначения, так и момент ее. В частности, коррекция момента встречи на величину порядка 12 ч может потребоваться, если обнаружится, что в момент встречи с планетой космический аппарат находится за горизонтом наземных наблюдательных станций [4.21].

Сразу после старта с Земли возможности коррекции межпланетной траектории ограничены. Это объясняется тем, что геоцентрическая скорость полета весьма велика, и практически («в линейном приближении») корректирующий импульс не может изменить направления вектора скорости, а может изменить лишь его величину. Если представить себе картинную плоскость, проведенную через центр планеты назначения, и отметить на ней точку пересечения этой плоскости с действительной траекторией, то с помощью коррекции вблизи Земли можно сместить эту точку лишь в одном определенном направлении, а также изменить время встречи. Следовательно, может оказаться невозможным осуществить сдвиг точки пересечения картинной плоскости именно в том направлении, в котором нужно, хотя тот сдвиг, который осуществим, может оказаться достаточно большим. Последнее видно из того, что небольшое изменение на-

чальной скорости приводит к большому изменению геоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли и, следовательно, к значительному изменению гелиоцентрической скорости выхода (особенно когда выход происходит в сторону орбитального движения Земли).

Но по мере удаления от Земли делается возможным уже некоторый поворот вектора скорости путем коррекции, и в результате оказываются возможны смещения в картинной плоскости в разных направлениях, хотя некоторые направления требуют больших затрат, чем другие, т. е. эффективность коррекции в разных направлениях различна.

На последнем участке полета, перед входом в сферу действия и внутри нее, эффективность коррекции тем больше, чем раньше она производится, так как вблизи планеты труднее воздействовать на возросшую скорость. Правда, по мере приближения к планете эффективность коррекции для сдвига точки пересечения картинной плоскости в разных направлениях выравнивается [4.21].

Можно различать коррекции *одноразовые* и *многоразовые*. Много-разовая коррекция необходима, если первая коррекция не приводит к цели. Это бывает в случае ошибок в величине и направлении корректирующего импульса или вследствие неточности измерений. Но повторные коррекции могут заранее быть запланированы, если технически удобнее не сразу сместить точку пересечения картинной плоскости в нужном направлении, а постепенно. Такая много-разовая коррекция называется *неоднородной* [4.21]. При многоразовой коррекции импульсы могут сообщаться в тех точках, где одноразовая коррекция невыгодна (например, вблизи Земли).

Неоднородная коррекция неизбежна, если технические возможности системы ориентации космического аппарата таковы, что корректирующий импульс не может сообщаться в произвольном направлении.

Допустим, например, что система ориентации способна лишь развернуть космический аппарат таким путем, что сопло его корректирующей двигательной установки может быть направлено прямо на Солнце или прямо от Солнца [4.22]. Такая система ориентации технически очень проста, но понятно, что лишь при очень счастли-вом стечении обстоятельств (все-таки величину импульса регули-ровать можно) первый же импульс такой «солнечной» коррекции исправит нужным образом гелиоцентрическую траекторию на участке между сферами действия Земли и планеты-цели.

Доказано, что многоразовая «солнечная» коррекция не может исправить более четырех параметров траектории, а один импульс исправляет один параметр. В частности, исправить время встречи планетой в принципе возможно лишь в том случае, если плоскости межпланетной гелиоцентрической траектории и орбиты планеты совпадают, а это фактически невозможно (см. § 2 гл. 16). Место встре-

чи космического аппарата с планетой назначения predetermined уже перед коррекцией — это должна быть точка, в которой орбита планеты пересекает плоскость полета космического аппарата. Между тем эта плоскость при «солнечной» коррекции не может быть никак изменена, ибо корректирующий импульс не выходит из нее. Но если место встречи predetermined, то predetermined и момент прихода планеты в точку встречи. Значит, при всех импульсах многообразной «солнечной» коррекции нужно, чтобы продолжительность полета по исправленной траектории не отличалась от предшествующей.

Другой случай ограниченности выбора корректирующих импульсов характерен для такой системы ориентации, которая обеспечивает свободу поворота вокруг некоторой оси, направленной на какую-нибудь яркую звезду или Солнце. Эта система ориентации также технически достаточно проста, но теперь корректирующий импульс может лишь располагаться в плоскости, перпендикулярной к направлению на светило, или, во всяком случае, обязан образовывать с этим направлением заданный угол (двигатель жестко скреплен с космическим аппаратом). Несмотря на указанную ограниченность, двухразовая коррекция при такой системе ориентации позволяет изменить три параметра траектории. При полетах к внешним планетам существуют участки траектории, где подобная коррекция дает не худшие результаты, чем коррекция, обладающая полной свободой выбора направления импульса [4.23].

При подсчете энергетических затрат на осуществление той или иной космической операции важно знать резерв топлива, который нужно предусмотреть для проведения коррекций траекторий перелета. Теоретические исследования и практика космических полетов показывают, что суммарные затраты характеристической скорости на корректирующие маневры составляют в самых сложных ситуациях несколько сотен метров в секунду за один перелет. Эта величина с развитием ракетной техники (увеличением массы космических аппаратов) будет падать. Поэтому при подсчетах суммарных характеристических скоростей расходами на коррекции мы будем пренебрегать.

Глава 14

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ С МАЛОЙ ТЯГОЙ

§ 1. Траектории достижения планет

В §§ 8, 9 гл. 5 мы уже затрагивали вопрос о движении с малой тягой в околоземном пространстве. Мы видели, что при старте с низкой околоземной орбиты космический аппарат с помощью двигателей малой тяги после многих оборотов вокруг Земли по раскручивающейся геоцентрической спирали достигнет параболической скорости и тем самым обеспечит себе выход из сферы действия Земли. Например, при реактивном ускорении 3 мм/с^2 оказалось возможным через 26,16 сут полета достичь на расстоянии 320 300 км от Земли параболической скорости, а дальнейшее действие двигателя довело еще через 7,8 сут скорость космического аппарата до 3 км/с (на расстоянии 1 673 000 км).

Если после достижения скорости 3 км/с выключить двигатель, то космический аппарат уже, как мы знаем (см. столбец 5 табл. 6), сможет достичь Марса. При этом, конечно, необходимо соблюсти определенное направление выхода из сферы действия Земли.

Можно было бы ограничиться параболической скоростью и тем самым достичь «местной бесконечности» с нулевой скоростью, т. е. выйти на гелиоцентрическую орбиту, совпадающую с орбитой Земли. Обычно именно так и считают, не вникая особенно в то, на каком расстоянии от Земли достигается параболическая скорость. Затем предстоит полет с орбиты Земли в намеченном направлении. О притяжении Земли уже можно забыть и просто рассматривать задачу о полете с малой тягой в центральном поле тяготения, что мы и делали в главе 5. Если тяга будет направлена в сторону движения, то космический аппарат начнет двигаться по раскручивающейся спирали, приближаясь к орбитам Марса и других внешних планет. Если же направить тягу в противоположную сторону, то космический аппарат начнет по скручивающейся спирали приближаться к Солнцу и его траектория пересечет орбиты Венеры и Меркурия.

При полете к внешним планетам можно поставить задачу наиболее экономного достижения параболической скорости относительно

Солнца. Для этого вектор тяги должен быть заключен между касательной к траектории и трансверсалью.

Радиальное направление тяги также теоретически не исключено, так как условие $\alpha > 1/8$, о котором говорилось в § 8 гл. 5, на расстоянии от Солнца, равном радиусу земной орбиты, может реально осуществляться (гравитационное ускорение от Солнца равно всего лишь $0,6 \cdot 10^{-4} g$). Обеспечить постоянное направление тяги в сторону, противоположную Солнцу, технически несложно. Если бы технические условия допустили, то было бы удобно регулировать величину тяги таким образом, чтобы она изменялась обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца, т. е. по такому же закону, как и притяжение Солнца. Тогда космический аппарат оказался бы как бы погруженным в ослабленное центральное поле тяготения и полеты происходили бы по гелиоцентрическим эллипсам, параболам и гиперболам.

Гелиоцентрическая спиральная траектория имеет важное отличие от геоцентрической спирали: витки ее располагаются гораздо менее тесно. Это объясняется тем, что тяга космического аппарата во много тысяч раз меньше силы притяжения Земли, когда аппарат начинает свой спиральный разгон, стартуя с околоземной орбиты. Но та же тяга вполне сравнима по величине с силой притяжения Солнца, которая нас интересует в гелиоцентрическом движении. Поэтому траектория космического аппарата, улетающего с орбиты Земли, с самого начала сильно отличается от этой орбиты.

При полете к внешним планетам рано или поздно будет достигнута местная параболическая скорость относительно Солнца. После этого при выключенном двигателе могут быть достигнуты самые удаленные окрестности Солнечной системы.

Двигатели малой тяги обеспечивают широкий диапазон реактивных ускорений, которые все «малы», но малы по-разному.

Если малая тяга, сообщающая ускорение $6 \cdot 10^{-6} g$, направлена по касательной к гелиоцентрической траектории, то лишь через 3,58 года после старта с орбиты спутника Земли аппарат покинет земную сферу действия и лишь через 9,73 года после старта вблизи орбиты Юпитера (на расстоянии 4,66 а. е. от Солнца) достигнет местной параболической скорости. Еще через 0,58 года пассивного полета по параболе космический аппарат пересечет орбиту Сатурна [4.24]. Весь перелет будет продолжаться значительно дольше, чем полет по параболической траектории с помощью химической ракеты (см. столбец 4 табл. 7 в § 4 гл. 13). Естественно, что полет со столь малым реактивным ускорением (характерным, например, для гипотетических двигательных систем, основанных на прямой реакции продуктов ядерного распада) крайне невыгоден.

К счастью, электроракетные двигатели способны сообщить космическому аппарату значительно большие ускорения — порядка $10^{-5} \div 10^{-4} g$. В этом случае параболическая скорость относитель-

но Солнца сможет быть достигнута значительно раньше, а движение по геоцентрической спирали будет исчисляться месяцами. Полет до Юпитера с начальным ускорением $6 \cdot 10^{-5} g$ будет продолжаться 1,67 года (ср. данные табл. 6 и 7). Марс может быть достигнут менее чем за один виток. Гелиоцентрическая траектория вне сферы действия Земли будет при этом напоминать не спираль, а «разогнутую» дугу эллипса.

Выше, при рассмотрении траекторий импульсного характера, мы видели, какой крупный выигрыш во времени дает полет по параболической траектории относительно Солнца по сравнению с гомановскими траекториями. Понятно, что чем раньше при полете с малой тягой будет достигнута параболическая скорость относительно Солнца, тем лучше.

Полеты с реактивными ускорениями порядка $10^{-4} g$ позволяют перейти к параболическому полету значительно раньше, чем в рассмотренном примере, но все же это происходит где-то за орбитой Марса. Еще лучше должно обстоять дело, если малая тяга продолжает действовать и после достижения параболической скорости. Поэтому использование электроракетных двигателей весьма перспективно при исследовании дальних планет. Даже при начальном ускорении порядка $10^{-6} g$ будет получен выигрыш во времени при полетах к Нептуну и Плутону [4.24].

§ 2. Перелеты на орбиты искусственных спутников планет

До сих пор мы рассматривали траектории полета с малой тягой, обеспечивавшие простой гиперболический пролет мимо планеты назначения. Космический аппарат, снабженный двигательной системой малой тяги, может совершить посадку на планету, используя для торможения или ракетный двигатель большой тяги, или «атмосферную подушку» планеты. Однако для космического аппарата с малой тягой особенный интерес представляет выход на орбиту искусственного спутника планеты. Масса такого спутника может быть существенно больше массы спутника, выводимого на орбиту методами, излагавшимися в предыдущих главах (исключая случай аэродинамического торможения), при условии, что массы космических аппаратов, сошедших с околоземной орбиты, будут одинаковы.

Выход аппарата с малой тягой на околопланетную орбиту должен происходить по скручивающейся спирали, причем планетоцентрическую скорость входа можно принять равной нулю и заставить аппарат изменять внутри сферы действия планеты свою скорость по программе, обратной программе выхода из сферы действия. Естественно, что в момент подхода к орбите планеты назначения гелиоцентрическая скорость космического аппарата должна быть равна орбитальной скорости планеты.

Иными словами, задача перелета с орбиты спутника Земли на орбиту спутника, например, Марса распадается на три этапа [4.25] 1) выход из сферы действия Земли; 2) перелет между орбитами Земли и Марса, причем обе планеты рассматриваются как непритягивающие точки, движущиеся вокруг Солнца ¹⁾; 3) спуск на орбиту спутника Марса.

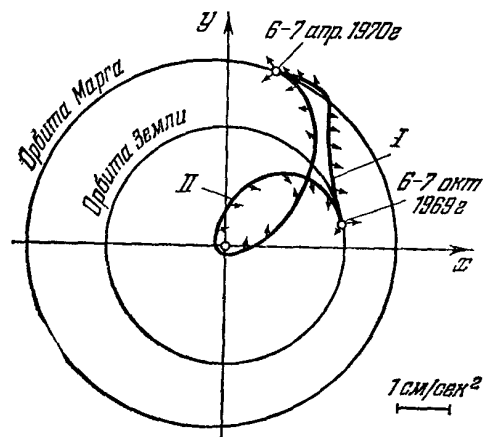


Рис 128 Две оптимальные траектории Земля — Марс с одинаковыми датами отлета и прибытия и одинаковыми энергетическими затратами [4.27]

Операция на втором этапе должна перевести космический аппарат из одной точки пространства в другую при заданных векторах скорости в начале и в конце пути. При этом перелет должен быть энергетически оптимальным, т. е. требовать минимальной затраты рабочего тела ²⁾. Такой перелет требует сложного управления тягой, которая должна по возможности менять непрерывно и свою величину и направление. Можно заранее предвидеть, что необходи-

мость затормозить полет примерно с середины пути, чтобы стал возможен выход на околопланетную орбиту, увеличит продолжительность перелета. К этому еще добавится время спуска на орбиту спутника.

Для расчета таких траекторий иногда применяют следующий приближенный метод [4.26]. Точки начала и конца полета соединяют подходящей кеплеровой траекторией, и рассматриваются возмущения, которые вызывает в полете малая тяга. Этот метод особенно точен, когда полет не слишком длинен и продолжителен.

На рис. 128 показаны две оптимальные траектории перехода между орбитами Земли и Марса, требующие одинаковых энергетических затрат [4.27]. Стрелки показывают, как изменяется в течение полета вектор реактивного ускорения. Траектория II, огибающая Солнце, длиннее траектории I, но проходит за то же время из-за того, что аппарат сильно разгоняется Солнцем.

В случае рис. 128 существовала полная возможность свободно распоряжаться величиной и направлением тяги (а следовательно, и ракетного ускорения). Но так может быть не всегда. Технические условия могут быть, например, таковы, что тяга не способна менять свою величину, а может лишь включаться или выключаться, но при

¹⁾ Аналогично перелету с малой тягой с одного искусственного спутника Земли на другой (см § 8 гл. 5)

²⁾ Критерий J , о котором говорилось в § 2 гл. 3, должен иметь минимальное значение.

том принимает любое нужное направление. На рис. 129 показана 160-суточная оптимальная траектория Земля — Марс (без учета спиральных траекторий в сферах действия планет) при таком управлении тягой. Часть траектории является пассивной. На рис. 130 показана также 160-суточная оптимальная траектория при еще более стесненных условиях управления тягой, когда ось двигателя

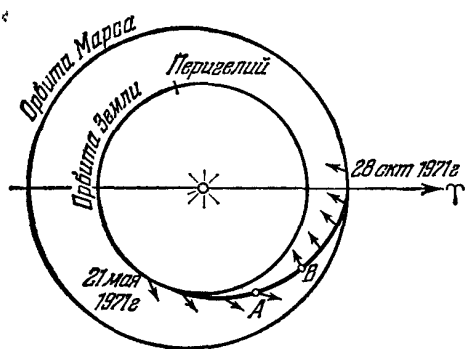


Рис 129 160 суточная оптимальная траектория Земля—Марс при постоянной по величине тяге и оптимальном управлении ее направлением (A — выключение, B — включение двигателя) [4 28]

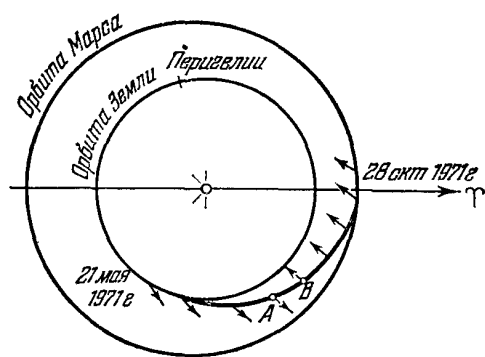


Рис 130 160 суточная оптимальная траектория Земля — Марс с постоянной по величине и ориентации тягой (A — выключение, B — включение двигателя) [4 28]

на одной части траектории образует постоянный угол с осью аппарата, ориентированной на Солнце, а на другой — тоже постоянный, но другой угол [4.28].

Может показаться странным, что как в задаче о пролете мимо какой-либо планеты, так и в задаче о выходе на орбиту спутника планеты обычно считают, что гелиоцентрическое движение начинается со скоростью, равной орбитальной скорости Земли, т. е. предполагают геоцентрическую скорость выхода равной нулю. Мы ведь знаем, что после того, как достигнута параболическая скорость внутри сферы действия Земли, разгон с помощью двигателя малой тяги может продолжаться, и на границу сферы действия Земли аппарат выйдет с какой-то определенной скоростью. Фактически так всегда и будет, но для простоты расчетов можно считать, что после достижения параболической скорости полет до границы сферы действия Земли является пассивным, а затем двигатель действует так, как он фактически и действовал бы еще внутри сферы действия Земли. Конечный результат в смысле времени перелета и затраченного рабочего тела от этого не изменится. Но, конечно, когда дело дойдет до проектирования конкретной траектории и нужно будет следить с Земли за фактическим полетом, расчет будет вестись с учетом того, что полет до выхода из сферы действия Земли все время является активным.

И еще одно замечание. Разнообразие программ управления при полетах с малой тягой говорит о том, что траектории малой

тяги чувствительны к ошибкам управления, а следовательно, и к корректирующим маневрам, также производимым при помощи малой тяги.

§ 3. Солнечный парус

Проблема выхода космического аппарата с солнечным парусом из сферы действия Земли была рассмотрена в § 10 гл. 5. Управление парусом вне сферы действия Земли более просто. Если заставить парус поворачиваться так, чтобы солнечные лучи все время были перпендикулярны к его поверхности, то космический аппарат

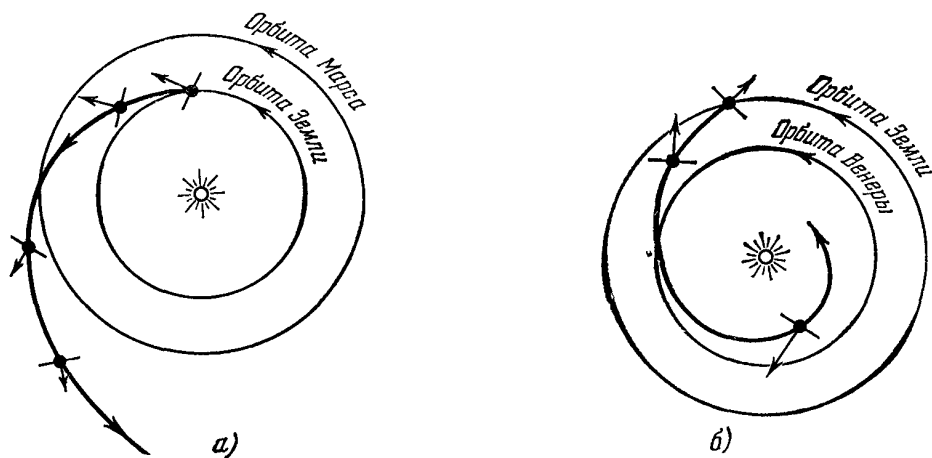


Рис 131. Схема полета с солнечным парусом: а) к внешним планетам; б) к внутренним планетам. Стрелки — векторы сил тяги.

окажется «погруженным в ослабленное поле тяготения» и начнет двигаться вокруг Солнца по эллиптической, параболической или гиперболической орбите.

Как показывают расчеты, аппарат массой 0,5 т смог бы при парусе диаметром 300 м, сделанном из пленок с поверхностной плотностью 0,2 мг/см², достичь Марса по полуэллиптической траектории за 286 сут. Такой парус сообщал бы на орбите Земли ускорение $1 \text{ мм/с}^2 \approx 10^{-4} g$, что составляет примерно $\frac{1}{6}$ ускорения солнечного притяжения. При диаметре паруса 2 км корабль массой 5 т смог бы покинуть Солнечную систему [4.5].

Но выгоднее всего повернуть парус так, чтобы солнечный свет «дул почти в корму» корабля в его движении вокруг Солнца. При этом солнечные лучи будут косо падать на парус (от этого уменьшится давление), но зато сила тяги паруса будет направлена почти в сторону движения. Корабль по спирали начнет удаляться от Солнца (рис. 131, а).

На первый взгляд может показаться, что солнечный парус не позволяет приблизиться к Солнцу, но это не так. Расположив парус таким образом, чтобы давление солнечного света тормозило движе-

ние корабля, мы заставим его двигаться по спирали внутрь нашей планетной системы, т. е. к орбитам Венеры и Меркурия (рис. 131, б).

Достигнув района планеты назначения, аппарат с солнечным парусом может пролететь мимо планеты, но может также в течение нескольких недель совершить сложное маневрирование парусом, учитывающее вблизи планеты существование затененной области пространства, чтобы снизиться к планете и выйти на орбиту ее искусственного спутника.

Если управление парусом осуществляется таким образом, что солнечные лучи падают на него под неизменным углом (это управление просто по идее, но не является оптимальным), то движение космического аппарата вне сферы действия Земли происходит по так называемой *логарифмической спирали*. Такой программе управления примерно соответствуют траектории, изображенные на рис. 131 (логарифмическая спираль пересекает все круговые орбиты под одинаковыми углами). Подобные перелеты должны быть выгодны с точки зрения их продолжительностей. Описанный выше парус диаметром 300 м при должной неизменной ориентации относительно солнечных лучей доставил бы полезный груз в 0,5 т к Марсу за 247 сут [4.5, 4.29].

По другим расчетам, тот же корабль, но с парусом диаметром 500 м сможет достичь Марса за 118 сут (не считая нескольких недель для выхода из сферы действия Земли) [4.5, 4.30]. Заметим, что импульсный гомановский перелет требует 259 сут (см. табл. 6).

К сожалению, однако, дело обстоит сложнее, чем может показаться. Логарифмическая спираль пересекает орбиту Земли (как и другие орбиты) под некоторым углом. Например, для указанного выше случая 247-суточного перелета этот угол должен составлять $8,5^\circ$. Для соответствующего направления гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли геоцентрическая скорость выхода должна, как показывает несложный расчет, равняться 4,4 км/с [4.29]. Но может ли аппарат с солнечным парусом, стартовавший с околоземной орбиты, выйти к границе сферы действия Земли с такой скоростью? Это сомнительно. Скорее всего эту скорость придется добавлять с помощью химического двигателя. Но тогда уж проще добавить эту скорость в нужном направлении и достичь Марса за гораздо более короткое время. По аналогичной причине понадобится дополнительный тормозной импульс при достижении планеты назначения, чтобы стал возможным выход на орбиту ее искусственного спутника.

Однако доказано, что перелет с орбиты Земли на орбиту другой планеты с помощью солнечного паруса возможен (при определенной программе изменения наклона паруса) по траектории, не пересекающей, а лишь касающейся орбит Земли и планеты назначения, причем начальная и конечная гелиоцентрические скорости равны орбитальным скоростям Земли и планеты. Но, к сожалению, продолжи-

тельность перелета теперь будет гораздо больше. Например, при описанном выше парусе диаметром 300 м, создающем при нагрузке 0,5 т, если солнечные лучи падают на него отвесно, на расстоянии 1 а. е. от Солнца ускорение $1 \text{ мм/с}^2 \approx 10^{-4} g$, перелет с орбиты Земли до орбиты Марса продолжался бы 405 сут. Даже если бы ускорение увеличилось вдвое (для чего при той же нагрузке диаметр паруса должен был бы равняться примерно 500 м), полет до Марса продолжался бы 322 сут, до Венеры — 164 сут, до Меркурия — 0,53 года, до Юпитера — 6,6 года, до Сатурна — 17 лет, до Урана — 49 лет, до Нептуна — 96 лет, до Плутона — 145 лет [4.31].

Последние приведенные данные о продолжительности перелетов с солнечным парусом с околоземной орбиты на околопланетную малоутешительны. Однако следует иметь в виду, что перелеты, не ставящие целью снижение на орбиту искусственного спутника исследуемой планеты, а ограничивающиеся лишь пролетом мимо планеты, будут мало отличаться от перелетов по логарифмической спирали. Наконец, увеличение площади парусов позволит сократить время перелета, хотя управление огромными тонкими пленками представляет тяжелую техническую задачу.

§ 4. Разработки космических аппаратов с двигателями малой тяги

Еще не происходило никаких межпланетных полетов с малой тягой. Однако опубликованных детальных разработок аппаратов для полетов к планетам, астероидам и кометам уже очень много.

Уже в начале космической эры было высказано мнение ¹⁾, что время полета к Венере и Марсу для химических и ионных ракет примерно одинаково. Но Юпитер уже может быть достигнут через 1,5 года после старта ионного космического аппарата со спутника Земли (ср. данные табл. 6 и 7 в § 4 гл. 13). Космический аппарат с начальной массой 16 т (в том числе рабочее тело 8,8 т) мог бы донести 1 т полезной нагрузки до Плутона за 3 года (вместо 19 лет при старте химической ракеты с третьей космической скоростью) при скорости истечения 200 км/с и начальном реактивном ускорении $10^{-4} g$ (мощность атомной энергетической установки предполагалась равной 1900 кВт). Еще за один год полета аппарат удалился бы на вдвое большее расстояние даже при выключенном двигателе.

Если еще учесть выигрыш, который дают электрические двигатели в полезных нагрузках, то их преимущества станут очевидны. Выведение космических аппаратов с малой тягой на орбиты искусственных спутников планет не дает выигрыша во времени по сравнению с химическими двигателями, но также приводит к увеличению полезных грузов.

¹⁾ Stuhlinger E.— Flight, 1960, v. 77, № 2656.

Современные зарубежные разработки космических аппаратов с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) предусматривают использование как солнечных ЭРДУ (СЭРДУ), снабженных большими панелями солнечных элементов, так и ядерных ЭРДУ (ЯЭРДУ), черпающих энергию от бортового ядерного генератора. При этом первые должны использоваться при полетах к Меркурию, Венере, Марсу, астероидам, в окрестность Солнца, а вторые — к планетам группы Юпитера и кометам (изредка встречаются проекты полетов к Юпитеру с СЭРДУ). Проектируются универсальные аппараты с ЭРДУ, которые можно использовать в самых различных операциях (в том числе на околоземных орбитах). В последнее время предусматривается, как правило, их первоначальный вывод на околоземную орбиту с помощью космического самолета.

В конце 60-х — начале 70-х годов в США был опубликован ряд исследований, в которых рассматривались упрощенные схемы перелетов, когда отсутствует спиральная «раскрутка» при выходе из сферы действия Земли (ее заменяет гипербола ухода с помощью ракетной ступени), а иногда и спираль снижения к планете. Это сокращает время перелета и упрощает управление, хотя и уменьшает выигрыш в полезной нагрузке.

Дата первого полета проектировавшегося в США аппарата SEPS, снабженного СЭРДУ, все время переносилась из-за сокращения ассигнований, причем в 1976—78 гг. в качестве альтернативы всерьез рассматривался солнечный парус (как квадратный, так и роторный), внезапно потерявший свою экзотичность. Причина заключалась в его относительной дешевизне. Предлагались полеты стандартизованных аппаратов с солнечным парусом к кометам, астероидам, доставка образцов грунта с Марса и др.

В одной из работ указывалось, что с помощью солнечного паруса за 500—700 сут на орбиту вокруг Марса может прилететь космический аппарат массой 5—7,5 т, на борту которого находится посадочно-взлетный отсек (масса 550 кг) для забора грунта с поверхности планеты. Таким путем на низкую орбиту вокруг Земли может быть доставлено 160 кг марсианских пород — в 200 раз больше, чем по проекту использования термохимических двигателей. Парус должен представлять собой квадрат размером 800×800 м и удерживаться ферменной конструкцией, в раскрытом виде напоминающей зонт. Поверхностная плотность паруса 33 мг/см^2 [4.32].

Когда удастся производить непосредственно в космосе отражательную пленку толщиной $0,015 \div 0,100$ мкм, солнечные паруса, возможно, станут основным средством для полетов по Солнечной системе (включая даже полеты человека)¹⁾.

¹⁾ Drexler K. E. High performance solar sails and related reflecting devices.— AIAA Pap., 1979, № 1418 (AP, 1980, № 4).

Глава 15

ЗОНДИРОВАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПРОСТРАНСТВА

§ 1. Одноимпульсные орбиты искусственных планет

Космические аппараты, орбиты которых не задевают сфер действия каких-либо планет, называют *космическими зондами*. При этом под зондированием понимается исследование собственно межпланетного пространства, а не планет, их спутников, комет или их окрестностей. Если орбита зонда — эллиптическая, то его называют *искусственной планетой* или *искусственным спутником Солнца* (когда эллиптическая орбита имеет большой эксцентриситет, то иногда говорят об «искусственной комете»). Параболические и гиперболические орбиты межпланетных зондов мы в этой главе рассматривать не будем.

Для выхода на орбиту искусственной планеты достаточно превысить вторую космическую скорость. Орбита такого зонда может быть названа *одноимпульсной*. Она, естественно, обязана пересекаться с орбитой Земли (сферу действия Земли в межпланетных масштабах мы будем принимать за точку). Период обращения искусственной планеты полностью определяется величиной большой оси ее орбиты (см. § 5 гл. 2), а последняя в свою очередь определяется величиной гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия, являющейся начальной скоростью движения искусственной планеты по орбите.

Можно так подобрать величину и направление геоцентрической скорости выхода, что период обращения окажется кратным периоду обращения Земли, т. е. будет измеряться целым или дробным числом лет. Тогда через какой-то период времени, равный наименьшему общему кратному обоих периодов обращения, Земля и зонд встретятся в точке начала движения искусственной планеты [4.33]. Это произойдет через целое число лет после старта. Таким путем можно получить с близкого расстояния по радио данные исследования межпланетного пространства или даже вернуть на Землю часть бортовой научной аппаратуры.

Если плоскость орбиты искусственной планеты совпадает с плоскостью эклиптики (когда гелиоцентрическая скорость выхода ле-

жит в плоскости эклиптики) и притом орбита не является касательной к орбите Земли, то обе орбиты имеют еще одну точку пересечения, кроме начальной. В этой второй точке пересечения при должном подборе параметров орбиты зонда также возможна встреча с Землей, но уже через дробное число лет [4.33].

Если пренебречь возмущающим влиянием Земли в момент сближения, то следует ожидать периодических возвращений искусственной планеты к Земле. Фактически же возмущения вызовут изменение периода обращения. Зонд придет в следующий раз к месту встречи на орбите Земли немного раньше или немного позже Земли, и повторная встреча не произойдет.

Рассмотрим семейство орбит искусственных планет, касающихся орбиты Земли. Это семейство делится на два подсемейства: внутренних орбит и внешних орбит. Периоды обращения для внутренних орбит — все меньше года, для внешних орбит — больше года. И тех и других орбит бесконечное число.

Чтобы могло произойти возвращение искусственной планеты к Земле, планета и Земля должны каждая совершить целое число оборотов вокруг Солнца. Пусть Земля за время полета совершает m оборотов, а искусственная планета — n оборотов (m и n — целые числа). Тогда период обращения искусственной планеты равен m/n лет. Верно и обратное: если период обращения искусственной планеты составляет m/n лет, причем дробь m/n несократима, то до встречи Земля совершит m оборотов (за m лет), а планета совершит n оборотов. Если $m < n$, орбита — внутренняя, если $m > n$ — внешняя.

Нетрудно сообразить, что минимальный срок возвращения к Земле для внутренних орбит равен одному году. Через год, совершив два оборота вокруг Солнца, возвратится к Земле в начальную точку своего движения зонд с периодом обращения $1/2$ года. Точно также через год вернулись бы к Земле и зонды с периодами обращения $1/3$, $1/4$, $1/5$ года и т. д., но... таких искусственных планет не существует, так как минимальный период обращения искусственной планеты равен удвоенному времени полета к Солнцу по полуэллипсу, т. е. 130,04 сут — более $1/3$ года. Остальные внутренние орбиты обеспечивают возврат к Земле через два, три и большее число лет. (Например, при периоде $2/3$ года зонд возвращается к Земле через 2 года, совершив 3 оборота вокруг Солнца.)

Для вывода искусственной планеты на полугодовую орбиту необходима скорость отлета с Земли 15,46 км/с [4.33]. Полугодовая орбита пересекает орбиты Венеры и Меркурия. Расстояние зонда от Солнца в перигелии равно 0,260 а. е. (меньше расстояния Меркурия в его перигелии, которое равно 0,31 а. е.).

Постоянную систему четырех полугодовых искусственных планет можно эффективно использовать для исследования Солнца [4.34]. Пусть запуск зонда 1 происходит, когда Земля находится

в точке A своей орбиты (рис. 132). Через 3 месяца производится запуск зонда 2 в точке B , еще через 3 месяца — зонда 3 в точке C и, наконец, через 9 месяцев после старта в точке A — в точке D . Через год после первого запуска все зонды (1, 2, 3, 4) займут положения, показанные на рис. 132. Указанная ромбическая конфигурация будет повторяться каждые полгода. Также через 6 месяцев будет повторяться ромбическая конфигурация в повернутом на 90°

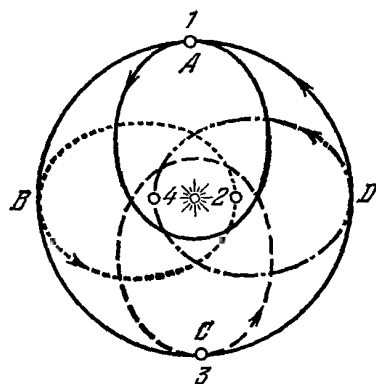


Рис. 132. Система из четырех искусственных планет с полугодовыми периодами обращения.

положении (первый раз она возникает через 15 месяцев после запуска зонда 1). Ближайшие к Солнцу зонды позволят одновременно наблюдать с двух противоположных сторон практически всю поверхность Солнца и будут находиться в это время на линии, перпендикулярной к направлению Земля — Солнце, — в наилучшем положении для приема их радиосигналов.

Переходя к внешним касательным орбитам с возвращением к Земле через целое число лет, отметим, что здесь не существует ограничений в размерах периода $P = m/n$, так как m и n могут быть любыми целыми числами, удовлетворяющими условию $m > n$ (кроме того, m/n — несократимая дробь). Представляя ют интерес орбиты с возвращением через небольшое число лет.

Орбита с периодом $P = 2$ года соответствует возвращению к Земле после одного оборота планеты ($n = 1$) и двух оборотов Земли ($m = 2$). Ее афелий удален от Солнца на 2,174 а. е. (лежит за орбитой Марса).

Искусственные планеты могут вернуться к Земле через 5 лет, если их периоды обращения равны $5/1$, или $5/2$, или $5/3$, или $5/4$ года; за это время они успевают сделать соответственно 1, 2, 3 и 4 оборота вокруг Солнца. Их афелии равны 4,848; 2,684; 1,811; 1,321 а. е. Необходимые скорости запусков составляют 14,09; 12,77; 11,89; 11,36 км/с.

Любопытно, что последняя из указанных орбит очень близка к орбите первой искусственной планеты «Луна-1», запущенной в Советском Союзе 2 января 1959 г., прошедшей 4 января вблизи Луны и 7—8 января пересекшей границу сферы действия Земли. Расстояние станции «Луна-1» от Солнца в перигелии равнялось 146 млн. км = 0,976 а. е., в афелии 197 млн. км = 1,317 а. е., что очень близко к данным орбиты с периодом $5/4$ года. Орбита была почти касательной к орбите Земли, наклон к плоскости эклиптики составлял около 1° . Период обращения станции «Луна-1» составлял 450 сут и равнялся бы в точности $5/4$ года, если бы год продолжался 360, а не 365,256 сут. Фактически поэтому через 5 лет после запуска расстояние между «Луной-1» и Землей должно было составлять де-

сятки миллионов километров (Земля опоздала бы прийти к месту встречи на месяц).

Орбиты возвращения к Земле удобно изображать в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля (рис. 133) [4.35]. Петли в начале движения (рис. 133, б) объясняются тем, что

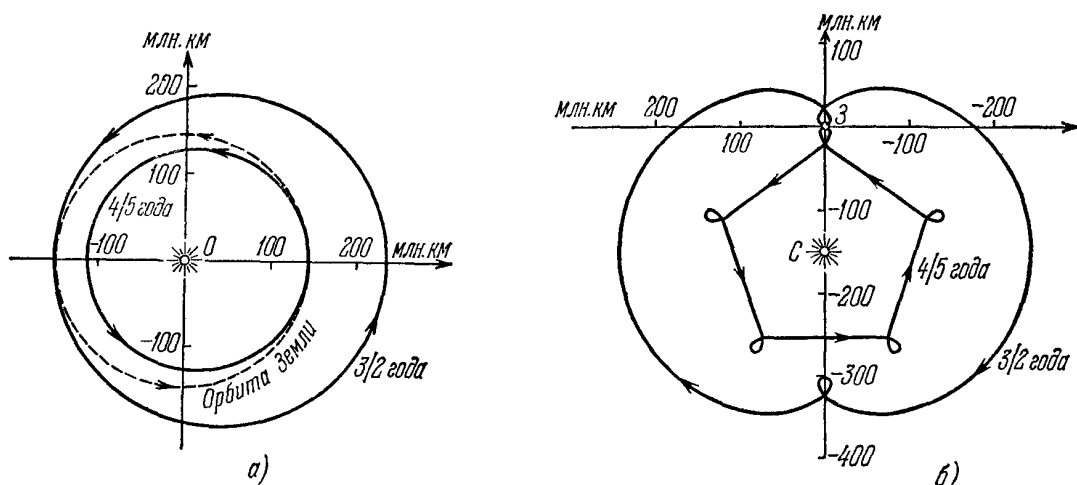


Рис. 133. Орбиты искусственных планет с периодами обращения $\frac{3}{2}$ и $\frac{4}{5}$ года [4.35]: а) в гелиоцентрической системе координат; б) в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля.

внешняя искусственная планета в своем угловом движении вокруг Солнца сначала недолго обгоняет Землю и скоро начинает отставать от нее, а с внутренней планетой дело обстоит наоборот (см. § 5 гл. 5). Эти явления повторяются и в дальнейшем при возвращении к орбите Земли.

Из-за земных возмущений внутри сферы действия Земли изображенная идеальная картина рано или поздно нарушится. С помощью коррекции, однако, можно добиться, чтобы прохождения мимо Земли происходили на достаточно большом от нее расстоянии.

§ 2. Полеты вне плоскости эклиптики

Исследование свойств межпланетного пространства вдали от плоскости эклиптики представляет большой научный интерес. Отклонение от плоскости эклиптики требует дополнительных энергетических затрат. Эти затраты резко различаются между собой в зависимости от того, какой район вне плоскости эклиптики мы желаем исследовать.

Легче всего проникнуть в районы, отдаленные от плоскости эклиптики, совершив это на окраине Солнечной системы. Для этого достаточно вывести искусственную планету на внешнюю эллиптическую орбиту, наклоненную на небольшой угол к плоскости эклиптики. Даже слабый наклон удалит космический аппарат на больших

расстояниях от Солнца на десятки миллионов километров от плоскости эклиптики.

Гораздо труднее проникнуть в пространство «над» и «под» Солнцем. Предположим, что мы стремимся запустить искусственную планету на круговую орбиту, перпендикулярную к плоскости эклиптики. Двигаясь по такой орбите, искусственная планета через полгода после старта должна встретить Землю. Гелиоцентрическая

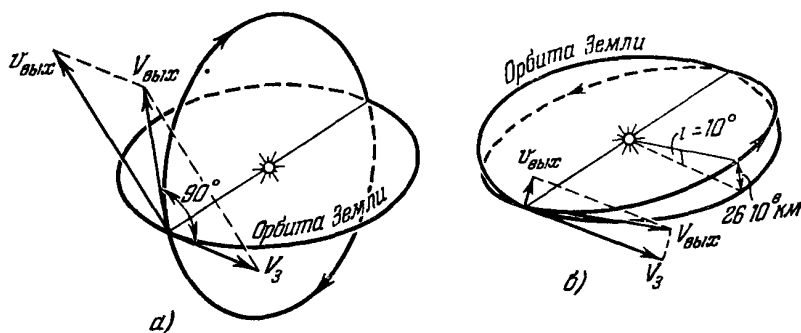


Рис. 134. Искусственные планеты на круговых орбитах радиуса 1 а. е. при наклонениях: а) 90° , б) 10° .

скорость выхода из сферы действия Земли $V_{\text{вых}}$ должна быть равна по величине скорости Земли $V_3 = 29,785$ км/с. Построение на рис. 134, а показывает, что геоцентрическая скорость выхода $v_{\text{вых}} = V_3 \sqrt{2} = 42,122$ км/с. Отсюда начальная скорость отлета $v_0 = \sqrt{11,186^2 + 42,122^2} = 43,582$ км/с. Мы получили еще большую величину, чем четвертая космическая скорость.

Полет по эллиптической орбите, лежащей в плоскости, перпендикулярной к эклиптике, с перигелием, находящимся за Солнцем вблизи его поверхности, потребовал бы начальной скорости, лишь немного превышающей четвертую космическую, но максимальное удаление космического аппарата от плоскости эклиптики (на пути от Земли до Солнца) было бы равно 0,068 а. е., т. е. 10 млн. км. Слишком небольшая величина в масштабах Солнечной системы, а скорость старта почти недостижима!

Но совсем просто оказывается исследовать районы, лежащие на многие миллионы километров «выше» и «ниже» орбиты Земли. Чтобы вывести искусственную планету на круговую орбиту радиуса 1 а. е., плоскость которой наклонена на угол i к плоскости эклиптики, нужна геоцентрическая скорость выхода $v_{\text{вых}} = 2V_3 \sin(i/2)$. Для угла $i = 10^\circ$ найдем $v_{\text{вых}} = 5,19$ км/с, откуда $v_0 = \sqrt{11,19^2 + 5,19^2} = 12,3$ км/с. Как видим, скорость отлета с Земли оказалась небольшой, а между тем она позволяет искусственной планете через 3 месяца после старта удалиться от Земли на максимальное расстояние 26 млн. км (рис. 134, б). Заметим, что такая искусственная планета, двигаясь бок о бок с Землей (хотя и за пределами сферы действия),

должна подвергаться заметному возмущающему влиянию нашей планеты.

Запуск с начальной скоростью, равной третьей космической (16,65 км/с), позволяет вывести космический аппарат на круговую орбиту радиуса 1 а. е., наклоненную к плоскости эклиптики на угол 24° . Максимальное расстояние аппарата от Земли (через 3 месяца) составит 60 млн. км.

С точки зрения исследования Солнца представляет интерес достижение высоких гелиографических широт, т. е. возможно большее отклонение от плоскости солнечного экватора, а не от эклиптики. Но эклиптика уже наклонена к солнечному экватору на угол $7,2^\circ$. Поэтому выход из плоскости эклиптики желательно совершить в узле эклиптики — точке пересечения орбиты Земли с плоскостью солнечного экватора, чтобы отклонение орбиты зонда от плоскости эклиптики прибавилось к уже имеющемуся естественному наклону самой эклиптики. Поскольку ось Солнца наклонена в сторону точки осеннего равноденствия, старт должен осуществляться в середине лета или в середине зимы, когда ось Солнца видна «сбоку».

§ 3. Поворот плоскости орбиты с помощью солнечной ЭРДУ

Если космический аппарат уже покинул сферу действия Земли, то поворот плоскости его орбиты может быть успешно осуществлен с помощью малой тяги. Сам выход к границе сферы действия Земли может быть также произведен посредством малой тяги при старте с околоземной орбиты, но может быть для этого использована и химическая ракета. В последнем случае при геоцентрической скорости выхода, равной нулю ($v_{\text{вых}} = v_\infty = 0$), малая тяга начнет воздействовать на орбиту, совпадающую с эклипстикой, т. е. уже наклоненную к солнечному экватору на $7,2^\circ$. Если ракета-носитель способна обеспечить некоторое значение $v_\infty > 0$, то всегда можно так подобрать направление выхода из сферы действия Земли, чтобы орбита искусственной планеты была круговой радиуса 1 а. е. с некоторым наклоном i к эклиптике, и так подобрать момент старта, чтобы начальный наклон к плоскости солнечного экватора равнялся $i_0 = i + 7,2^\circ$.

На рис. 135 [4.36] точка A соответствует точке старта, и она же является узлом и орбиты Земли и орбиты искусственной планеты. Чтобы увеличить наклон орбиты, малая тяга должна прикладываться перпендикулярно к ее плоскости сразу же после выхода из сферы действия Земли, но сниматься задолго до прихода (через 3 месяца после старта) в точку B наибольшего отклонения от плоскости солнечного экватора. На следующем активном участке, простирающемся по обе стороны узла C (он достигается через 6 месяцев после старта), малая тяга прикладывается также перпендикулярно к пло-

скости орбиты, но в направлении, противоположном первому участку (аппарат поворачивается на 180°). Малая тяга не только изменяет наклон орбиты, но и несколько продвигает вперед ее узлы, так что еще через 6 месяцев космический аппарат, пройдя максимальное

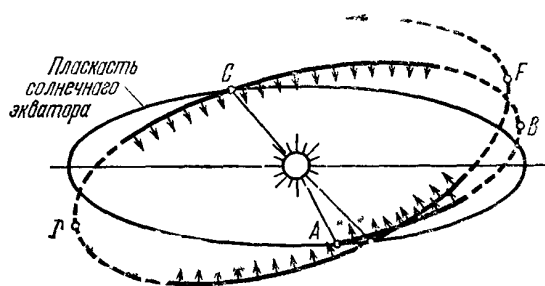


Рис 135. Поворот плоскости орбиты с помощью малой тяги [4.36]

отклонение в точке D, пересечет плоскость солнечного экватора в точке E, по обе стороны которой расположится новый активный участок, и т. д.

Таким путем, пока не будет израсходован запас рабочего тела, космический аппарат, оснащенный солнечной ЭРДУ, за несколько витков (т. е. несколько лет!) удалится довольно далеко от плоскости эква-

тора Солнца. Управление тягой ЭРДУ упрощено тем, что расстояние от Солнца неизменно. Наиболее интересные наблюдения — в точках максимального удаления — производятся при неработающей ЭРДУ, что также удобно.

Согласно опубликованным расчетам [4.36], при чистой массе зонда (без ЭРДУ) 200 кг и использовании ракеты-носителя «Титан-3С» может быть достигнут наклон к плоскости солнечного экватора, равный 41° . Тот же космический аппарат может быть выведен на орбиту искусственной планеты с наклоном к плоскости экватора только 27° , если вместо того, чтобы снабдить аппарат солнечной ЭРДУ, ракета-носитель будет дополнена ступенью «Бернер-2». Аналогично для ракеты-носителя «Титан-3D — Центавр» и аппарата с ЭРДУ — 51° , а для ракеты «Титан-3D — Центавр — Бернер-2» и аппарата без ЭРДУ — 34° . Во всех случаях предполагаются три активных участка (общей продолжительностью примерно 360 сут), мощность ЭРДУ 10 кВт и удельный импульс ЭРДУ 2600 с.

§ 4. Двухимпульсные орбиты искусственных планет

До сих пор мы имели дело с искусственными планетами, выводимыми на орбиты с помощью одного импульса скорости. Только с помощью второго импульса, сообщаемого вне сферы действия Земли, можно вывести космический аппарат на орбиту искусственной планеты, не имеющую общих точек с орбитой Земли.

Таким путем, например, искусственная планета может быть выведена на круговую орбиту. Для этого она первоначально выводится на внутреннюю или внешнюю переходную орбиту, и затем ей сообщается второй импульс соответственно в перигелии (тормозной) или в афелии (разгонный), доводящий ее скорость до местной круговой.

Внутренние круговые орбиты искусственных планет с малыми радиусами особенно интересны для исследования Солнца. Крайним случаем является искусственная планета, движущаяся непосредственно вблизи поверхности Солнца и представляющая, разумеется, лишь теоретический интерес из-за колоссальной температуры солнечной атмосферы. Тормозной импульс должен равняться 178 км/с (разница между скоростью 615 км/с подлета к краю Солнца и местной круговой скоростью 437 км/с). Таким образом, запуск низкого спутника Солнца является заведомо технически нереальной задачей.

Интересно рассмотреть вопрос о запуске «стационарного» спутника Солнца. Кавычки здесь употреблены потому, что, во-первых, речь идет об орбите, лежащей в плоскости орбиты Земли, а экваториальная плоскость Солнца наклонена к ней на $7^{\circ}15'$, и, во-вторых, скорость вращения Солнца на разных широтах неодинакова. Мы примем для «стационарного» спутника Солнца период 26 сут. Ему соответствует радиус орбиты 0,172 а. е. и круговая скорость 71,75 км/с. Переход до перигелия переходной орбиты совершается за 82 сут. Скорость старта с Земли должна быть равна 17,69 км/с, скорость искусственной планеты в афелии — 16,08 км/с, в перигелии — 93,4 км/с. Таким образом, второй импульс должен равняться $93,4 - 71,8 = 21,6$ км/с, а суммарная характеристическая скорость (без учета гравитационных потерь при старте) равна $17,7 + 21,6 = 39,3$ км/с. Следовательно, запуск «стационарного» спутника Солнца требует очень больших энергетических затрат на единицу полезной нагрузки; он невозможен без сборки космического аппарата на околоземной орбите. Это следует сказать и вообще о всяких круговых орбитах, более или менее близких к центру Солнечной системы¹⁾. Например, вывод искусственной планеты на орбиту радиуса 0,387 а. е. (большая полуось орбиты Меркурия) требует характеристической скорости 23 км/с.

Гораздо лучше обстоит дело с запусками искусственных планет на орбиты, находящиеся на уровнях орбит Венеры и внешних планет. С увеличением радиуса орбиты суммарная характеристическая скорость сначала возрастает до 21,4 км/с, а затем убывает до значения третьей космической скорости 16,65 км/с для орбиты бесконечного радиуса. Переломной является орбита радиуса 11,9 а. е. [4.6, 4.13] (сравните со сказанным в § 2 гл. 5), лежащая за орбитой Сатурна. Значения суммарных характеристических скоростей для запусков искусственных планет на орбиты естественных можно найти, сложив данные столбца 2 табл. 6 с данными столбца 2 табл. 8.

¹⁾ Мы не касаемся здесь серьезных технических проблем, связанных с нагревом космического аппарата. Интенсивность облучения поверхности «стационарного» спутника Солнца будет в 33,8 раза больше, чем на орбите Земли

На рис. 136 приведены график *a* начальных скоростей, необходимых для достижения различных расстояний от Солнца, и график *б* суммарных характеристических скоростей для запусков соответствующих искусственных планет на двухимпульсные круговые орбиты.

Особый характер носит операция выведения космического аппарата на орбиту, совпадающую с орбитой Земли, но в точке, опережающей Землю или отстающей от нее. Можно, например, вывести

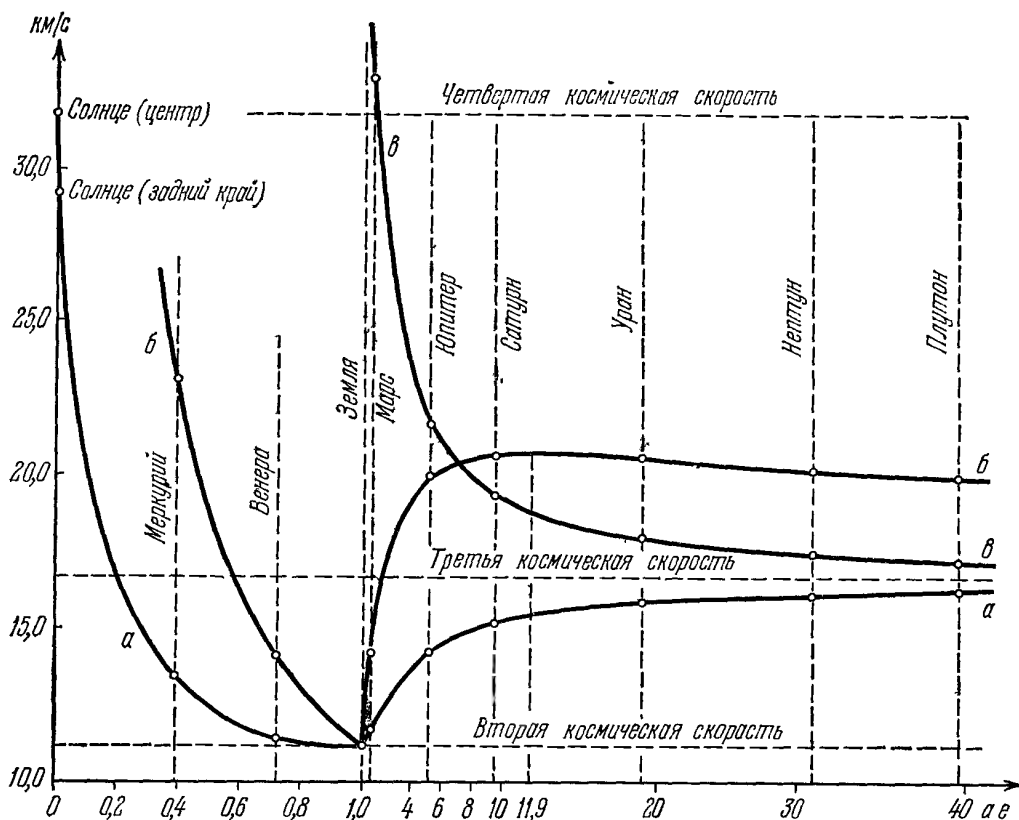


Рис. 136. Графики (*a*) начальных скоростей, обеспечивающих достижение заданных расстояний по полуэллиптическим траекториям, и (*б*) суммарных характеристических скоростей для двухимпульсных запусков искусственных планет на круговые орбиты. Расстояние по вертикали между графиками *a* и *б* указывает величину импульса в афелии орбиты перехода. График *в* показывает величину суммарной характеристической скорости двухимпульсного маневра для падения на Солнце. Старты — с земной поверхности. Потери не учитываются. Масштабы расстояний на оси абсцисс отличаются в 20 раз для внутренних и внешних орбит.

аппарат сначала на промежуточную орбиту с периодом обращения $\frac{4}{5}$ года (рис. 133, *a*). Вернувшись через $\frac{4}{5}$ года в точку запуска, космический аппарат не застанет там Землю, которая за это время уйдет на $\frac{4}{5} \cdot 360^\circ = 288^\circ$, т. е. окажется на 72° позади искусственной планеты. Это отставание сохранится и впредь, если теперь разгонным импульсом вернуть космический аппарат на орбиту Земли. Аналогично может быть посредством промежуточной орбиты с пе-

риодом $\frac{3}{2}$ года (рис. 133, а) выведена искусственная планета на орбиту Земли в точке, диаметрально противоположной Земле. (Правда, связь с ней затруднена радиопомехами со стороны находящегося посредине Солнца.)

§ 5. Переход через бесконечность

Аналогично тому, что говорилось в § 2 гл. 5, т р е х и м п у л ь с н ы й м а н е в р (см. рис. 36) в поле притяжения Солнца дает энергетический выигрыш, если радиус орбиты, на которую выводится искусственная планета, превышает 11,9 а. е. Пользоваться этим маневром на практике, однако, нецелесообразно, так как для того, чтобы получить ощутимый выигрыш, следовало бы относить афелий первой полуэллиптической траектории удаления от Солнца (и второй траектории приближения) так далеко, что вся операция продолжалась бы десятки лет. (Максимальный выигрыш, разумеется, достигается «переходом через бесконечность»).

По-видимому, может быть целесообразен д в у х и м п у л ь с н ы й маневр выхода из плоскости эклиптики: космический аппарат удаляется по гомановской траектории так далеко, что слабый импульс в афелии может вывести его на новую эллиптическую орбиту в новой плоскости. Например, при удалении афелия на 40 а. е. от Солнца (среднее расстояние Плутона) достаточно сообщить аппарату скорость 1,4 км/с, чтобы его гомановская орбита повернулась, не изменяясь, на 90° вокруг линии Солнце — афелий. При этом максимальное удаление от плоскости эклиптики составит 6,32 а. е. $= 945 \cdot 10^6$ км и будет находиться примерно над орбитой Урана. Суммарная характеристическая скорость равна 17,7 км/с (приведена к поверхности Земли, потери не учитываются). Минимальное значение суммарной характеристической скорости равно третьей космической скорости 16,65 км/с и достигается «переходом через бесконечность».

Рассмотрим, наконец, д в у х и м п у л ь с н ы й маневр полета к Солнцу: удаление по гомановской траектории с полным погашением скорости в афелии и последующее прямолинейное падение на Солнце (или почти полное погашение с падением по огромной полуэллиптической траектории). Суммарная характеристическая скорость маневра находится сложением столбцов 2 (или 3) и 7 табл. 6 в § 4 гл. 13. Ее зависимость от расстояния от Солнца, на котором сообщается тормозной импульс, показана на графике в рис. 136. Как видим, суммарная характеристическая скорость по мере удаления от Солнца падает, стремясь к величине 16,653 км/с: в пределе, при третьей космической скорости, на бесконечности нужно сообщить импульс, равный $0 - 0 = 0$. Сравнение графиков а и в показывает, что для околосолнечной области радиуса примерно 0,2 а. е. всегда можно подобрать двухимпульсный маневр, при котором

можно получить выигрыш в скорости. Наилучший выигрыш дает переход через бесконечность. Достижение Солнца при тормозном импульсе, сообщаемом на расстоянии 20 а. е. (за орбитой Урана), приводит к падению на Солнце через 33 года после старта (в том числе 16 лет прямолинейного падения) [4.6]. Очень долго! Практически поэтому область вокруг Солнца, для достижения которой целесообразно применять двухимпульсный маневр, еще более сужается. Реально, по-видимому, прямые полеты к Солнцу (без использования межпланетного пертурбационного маневра) удастся осуществлять лишь с помощью ядерных ракет.

§ 6. Выведение искусственной планеты в точку либрации

Для решения этой задачи во всех случаях подходят приемы, описанные в § 4 этой главы. Важно только иметь в виду, что коллинеарные точки либрации, о которых говорилось в § 8 гл. 13, находятся вблизи границ сфер действия планет, а потому, изучая движение на подходе к цели полета, приходится пользоваться численным интегрированием, учитывая притяжения Солнца, планеты и, возможно, ее крупных спутников.

Особенность выведения в коллинеарные точки либрации системы Солнце — Земля заключается еще в том, что запуск производится не с гиперболической (относительно Земли), а с эллиптической начальной скоростью, но, естественно, близкой к параболической.

Оценим величину импульса при подходе к точке либрации. Объект, находящийся в любой из точек L_1 и L_2 может рассматриваться и как спутник Солнца и как спутник Земли с одинаковыми периодами обращения — 1 год. Гелиоцентрическая скорость точки L_1 — 29,5 км/с, геоцентрическая — 0,3 км/с. Гелиоцентрическая скорость точки L_2 — 31,1 км/с, геоцентрическая — 0,3 км/с (расстояния точек от Земли почти одинаковы)¹⁾. В системе отсчета, связанной с линией Солнце — Земля, скорости обеих точек, конечно, равны нулю. Теперь ясно, что импульсы скорости при подходе к L_1 и L_2 еще меньше, чем 0,3 км/с, но точное значение их может быть найдено только в рамках ограниченной задачи четырех тел: Солнце — Земля — Луна — космический аппарат.

На рис. 137 показана траектория выведения космического аппарата на гало-орбиту вблизи точки L_1 [4.37]. Траектория изображена в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля (один оборот в год). Старт предполагается 24 июля 1978 г. при «энергии запуска» (§ 5 гл. 2) — 0,58 км²/с². Это соответствует геоцентрической скорости 10,989 км/с при высоте 200 км над Землей (на 26 м/с меньше соответствующей параболической скорости).

¹⁾ Предоставляем читателю самому разобраться в том, как получены указанные величины.

Переход на гало-орбиту требует импульса $100 \div 175$ м/с (в случае рис. 137 это происходит на 106-е сутки). Предусмотрены коррекции

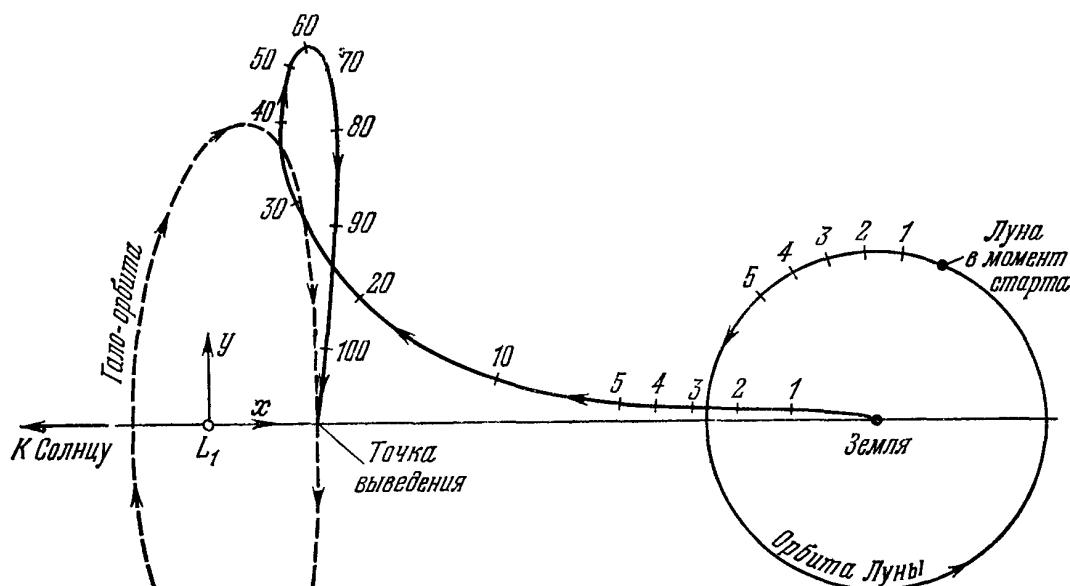


Рис. 137. Выведение на гало-орбиту вблизи точки L_1 системы Солнце — Земля. Числовые отметки указывают число суток, истекших после старта.

через 1, 30 и 70 сут после старта (импульсы 95, 10 и 1 м/с). Удержание аппарата на гало-орбите нуждается в характеристической скорости 10 м/с в течение года.

§ 7. Научное значение искусственных планет

Аппаратура межпланетных зондов предназначена для изучения электромагнитного и иных излучений (в том числе излучений Солнца), межпланетного магнитного поля, межпланетного газа, метеорных частиц, для исследований в области общей теории относительности. В частности, ценны измерения в те моменты, когда два аппарата находятся с противоположных сторон Солнца или на одной солнечной магнитной линии. Искусственные планеты несут вахту службы Солнца, что особенно ценно для безопасности космонавтов, если одновременно происходит какой-либо пилотируемый полет. С подобными целями был запущен ряд искусственных планет в Советском Союзе и США. Сюда относятся некоторые из советских станций серии «Зонд» и американские аппараты «Пионер-5—9».

10 декабря 1974 г. и 15 января 1976 г. были запущены с помощью американских ракет «Титан-3D — Центавр» на орбиты искусственных планет спроектированные и построенные в ФРГ аппараты «Гелиос-1» и «Гелиос-2». Их афелии находятся вблизи орбиты Земли, а перигелии на расстояниях соответственно 0,31 а. е. (46,4 млн. км) и 0,29 а. е. (43,4 млн. км) от Солнца; их периоды обращения 189

и 186 сут. Последнее расстояние является рекордным для проникновения внутрь Солнечной системы. Изучались межпланетное магнитное поле (обнаружены «дыры» вблизи Солнца), концентрация пыли (интенсивность зодиакального света), регистрировались микрометеориты (по мере приближения к Солнцу их делалось все больше и скорости их увеличивались), измерялись электрические поля.

Представляют интерес запуски искусственных планет в точки либрации L_1 и L_2 системы Солнце — Земля. В первой из этих точек может находиться солнечный дозор, вблизи второй — станция для наблюдения магнитного шлейфа Земли.

12 августа 1978 г. был запущен американский аппарат ISEE-3, который 21 ноября вышел на гало-орбиту в окрестности точки L_1 , находящуюся, по сообщениям, на расстоянии 1,6 млн. км от Земли. Один оборот по гало-орбите совершается за полгода. Аппарат отклоняется в обе стороны от плоскости эклиптики на 150 000 км, так что не проектируется на солнечный диск, а потому приему его сигналов не мешают радишумы от Солнца. Траектория выведения ISEE-3 из-за того, что запуск состоялся не 24 июля 1978 г., а на 19 сут позже, отличалась от изображенной на рис. 137 (Луна находилась на другой части своей орбиты).

Магнитный шлейф Земли несколько отклонен (как и хвосты комет) от линии Солнце — Земля. Можно насильственно, путем коррекций удерживать станцию в шлейфе, для чего потребуется в год характеристическая скорость 380 м/с [4.17].

Были бы полезны зонды, расположенные на орбите Земли впереди и позади нашей планеты, например, на расстоянии 10 млн. км. Они бы измеряли характеристики межпланетной среды в тех точках, куда Земля придет через 4 сут и откуда она ушла 4 сут назад. Удержание зондов в избранных точках также требует коррекций [4.17].

Для изучения пояса астероидов можно бы было вывести космический аппарат на орбиту с перигелием у нижней границы пояса и афелием у верхней границы.

Глава 16

ПОЛЕТЫ К МАРСУ

§ 1. Траектории в случае упрощенной модели планетных орбит

Некоторые важные закономерности межпланетных полетов удобно рассмотреть на примере полетов к Марсу, ставшему в определенном смысле уже доступной планетой. Будем сначала по-прежнему пользоваться упрощенной моделью планетных орбит.

Минимальная скорость отлета с Земли, обеспечивающая достижение орбиты Марса, равна 11,567 км/с при старте с поверхности Земли. Скорость схода с орбиты высотой 200 км составляет 3,613 км/с.

По-прежнему рассматривая касательные орбиты перехода, будем несколько увеличивать начальные скорости v_0 . При этом, как видно из приводимой табл. 12, скорость $v_{\text{вых}}$ будет увеличиваться значительно сильнее, чем v_0 . Афелии новых орбит будут находиться за орбитой Марса. Как видно из рис. 138, точки пересечения (1, 2, 3, ...) орбиты перехода с орбитой Марса будут очень сильно сдвигаться (гораздо сильнее, чем увеличивается афелийное расстояние), хотя начальная скорость увеличилась очень мало. Вследствие этого резко сокращается длина пути, покрываемого космическим аппаратом, а следовательно, и продолжительность перелета. Увеличение скорости движения играет второстепенную роль в сокращении времени перелета.

При начальной скорости $v_0=11,8$ км/с (траектория II на рис. 138) Марс достигается через 164,5 сут после старта, т. е. на 3 месяца быстрее, чем при минимальной скорости. При $v_0=12$ км/с перелет сокращается еще на 20,4 сут. Дальнейшие прибавки начальной скорости делают все менее эффективными, но все же при $v_0=13$ км/с (траектория IV) перелет продолжается 105 сут, а при $v_0=16,653$ км/с (третья космическая скорость) — лишь 69,9 сут (парабола V на рис. 138). Дальнейшее увеличение начальной геоцентрической скорости v_0 , т. е. использование гиперболических гелиоцентрических траекторий, дает выигрыш во времени, слишком ничтожный по сравнению с дополнительными затратами топлива.

Таблица 12. Касательные траектории полетов к Марсу (рис. 138)

Характеристика	Траектория							
	I (гомаиов- ская)	II	III	IV	V (парабо- лическая)	II'	III'	IV'
Начальная геоцентрическая скорость, приведенная к поверхности Земли, v_0 , км/с	11,567	11,800	12,000	13,000	16,653	11,800	12,000	13,000
Геоцентрическая скорость выхода $v_{\text{вых}}$, км/с	2,945	3,757	4,344	6,623	12,337	3,757	4,344	6,623
Гелиоцентрическая скорость выхода $V_{\text{вых}}$, км/с	32,729	33,542	34,129	36,409	42,122	33,542	34,129	36,409
Период обращения P , сут	517,8	583,5	641,7	1015,3	∞	583,5	641,7	1015,3
Большая полуось a , а. е.	1,262	1,367	1,456	1,977	∞	1,367	1,456	1,977
Эксцентриситет	0,208	0,268	0,313	0,494	1,0	0,268	0,313	0,494
Афелийное расстояние, а. е.	1,524	1,734	1,911	2,954	∞	1,734	1,911	2,954
Угловая дальность, град	180	128,8	116,3	92,3	71,8	231,2	243,7	267,7
Продолжительность перелета, сут	258,9	164,5	144,1	105,2	69,9	419,0	497,6	910,1
Дуга, проходимая Землей, град	255,2	162,1	142,0	103,7	68,9	413,0	490,4	897,0
Дуга, проходимая Марсом, град	135,7	86,2	75,5	55,1	36,6	219,6	260,7	476,9
Угол начальной конфигурации φ , град	44,3	42,6	40,8	37,2	35,2	11,6	-17,0	-209,2
Момент старта, отсчитываемый от момента конфигурации I , сут	0,0	3,7	7,6	15,4	19,7	70,8	132,8	549,2
То же от момента противостояния Марса, сут	-96,0	-92,3	-88,4	-80,6	-76,3	-25,1	+36,8	+453,2
Расстояние Земля—Марс в конце полета, а. е.	1,595	0,880	0,759	0,579	0,528	2,524	2,128	1,833
То же, млн. км	238,6	131,7	113,5	86,5	78,9	377,5	318,3	274,2

Старт на любую из выбранных траекторий возможен один раз за синодический период обращения Марса, равный 780 сут (26 месяцев), когда конфигурация Земли и Марса относительно Солнца соответствует необходимому начальному значению.

Как видно из табл. 12, углы начальных конфигураций для крайних траекторий I и V отличаются лишь на $9,1^\circ$, что соответствует разнице в 19,7 сут. Итак, полет к Марсу по касательным траекториям с начальной скоростью в диапазоне между минимальной и третьей космической возможен лишь в течение благоприятного периода длительностью 20 сут в течение всего синодического периода. Этот благоприятный период начинается за 96 сут до противостояния.

Правда, следует сделать одну оговорку. Если запланировать полет таким образом, чтобы встреча космического аппарата с Марсом произошла не в первой, а во второй точке пересечения им орбиты Марса ($2'$, $3'$ или $4'$), т. е. после прохождения им афелия орбиты перехода («баскетбольная» траектория), то старт делается возможным

(и необходимым!) и после упоминавшихся 20 сут: по траектории II' ($v_0=11,8$ км/с) — за 25,1 сут до противостояния, по траектории III' ($v_0=12$ км/с) — через 36,8 сут после противостояния, по траектории IV' ($v_0=13$ км/сек) — через 15 месяцев. Но эти траектории характеризуются крайне длительными сроками перелетов (419, 498 и 910 сут!), так как их длина очень велика, а скорость движения вдали от Солнца мала.

Как видно из рис. 138 и из табл. 12, «быстрые» траектории II—V имеют помимо своего основного свойства еще одно преимущество перед траекторией минимальной скорости I. В момент сближения космического аппарата с Марсом расстояние от Земли до точки сближения равно 239 млн. км для траектории I, 132 млн. км — для траектории II и лишь 79 млн. км — для параболической траектории V. В последнем случае конфигурация Земли и Марса в конце полета близка к противостоянию. «Быстрые» траектории, таким об-

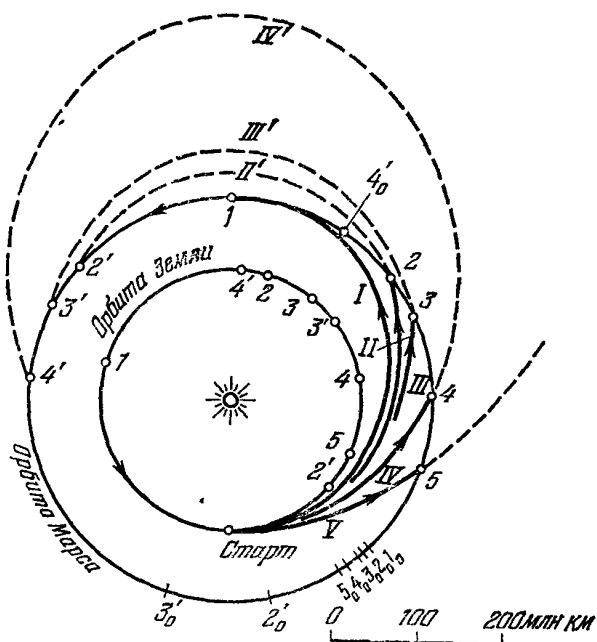


Рис. 138. Траектории полета к Марсу, касающиеся орбиты Земли. Арабские цифры на орбитах Земли и Марса указывают положения этих планет в момент сближения космического аппарата с Марсом при движении по траектории, обозначенной соответствующей римской цифрой. Цифры с нулевыми индексами показывают начальные положения Марса.

разом, благоприятствуют условиям радиосвязи. (Это их свойство с прогрессом радиоэлектроники уже потеряло, однако, свое значение.) Любопытно, что с этой точки зрения максимально неудобной является 419-суточная траектория II' : дальность радиосвязи в момент сближения аппарата с Марсом является при этом максимальной (377,5 млн. км), так как Земля и Марс оказываются в диаметрально противоположных точках своих орбит. Из-за радиопомех со стороны Солнца радиосвязь затруднена, даже если не считать орбиты лежащими в точности в одной плоскости.

Выскажем некоторые соображения о чувствительности траектории к ошибкам в величине начальной скорости.

При малых начальных скоростях отлета с Земли начальные ошибки вызывают большие ошибки в величине геоцентрической скорости выхода, чем это бывает при больших начальных скоростях. Это видно, например, из того, что при старте со скоростью 11,567 км/с космический аппарат подходит к границе сферы действия Земли со скоростью 2,945 км/с, а при старте, скажем, с четвертой космической скоростью почти не успевает замедлить свой полет. Эта причина способствует меньшей чувствительности «быстрых» траекторий к ошибкам.

Однако перевешивают другие обстоятельства. При малых скоростях отлета с Земли возможна взаимная компенсация двух эффектов начальной ошибки: смещения точки пересечения орбиты Марса и изменения времени перелета (аналогично § 5 гл. 8). Наконец, быстрые траектории приводят к возрастанию марсианоцентрической скорости входа в сферу действия, а это уменьшает эффективный радиус Марса (см. § 5 гл. 13). Поэтому в целом быстрые траектории более чувствительны к ошибкам, чем медленные. Наиболее же чувствительны к ошибкам «баскетбольные» траектории II' , III' , IV' (рис. 138).

Следует отметить, что, за исключением траектории I , рассматривавшиеся нами касательные траектории не являются оптимальными с точки зрения необходимой начальной скорости v_0 . Например, перелет в точку 5 орбиты Марса может с меньшими затратами топлива происходить не по параболической, а по эллиптической траектории, которая не касается орбиты Земли, а пересекает ее под некоторым углом. Аналогично и траектории II , III , IV могут быть заменены оптимальными. Но для траекторий II и III это не дает, конечно, значительного выигрыша в скорости. Это видно из того, что сами траектории II и III требуют начальных скоростей, мало отличающихся от той, которая необходима для осуществления перелета по полуэллиптической траектории I . Оптимальные траектории, которыми можно было бы заменить траектории II и III , должны пересекать орбиту Земли под небольшими углами. На рис. 138 они были бы почти неотличимы от траекторий II и III ,

§ 2. Влияние эксцентриситета и наклона орбиты Марса

До сих пор мы рассматривали полеты к Марсу в упрощенной постановке задачи, считая орбиты Земли и Марса круговыми и лежащими в одной плоскости. Между тем орбита Земли имеет небольшой, а орбита Марса — сравнительно значительный эксцентриситет, причем оси эллипсов не совпадают между собой. Поэтому невозможна орбита перехода, касающаяся одновременно орбиты Земли и орбиты Марса. Однако перелет из некоторой точки орбиты Земли в диаметрально противоположную точку орбиты Марса, конечно,

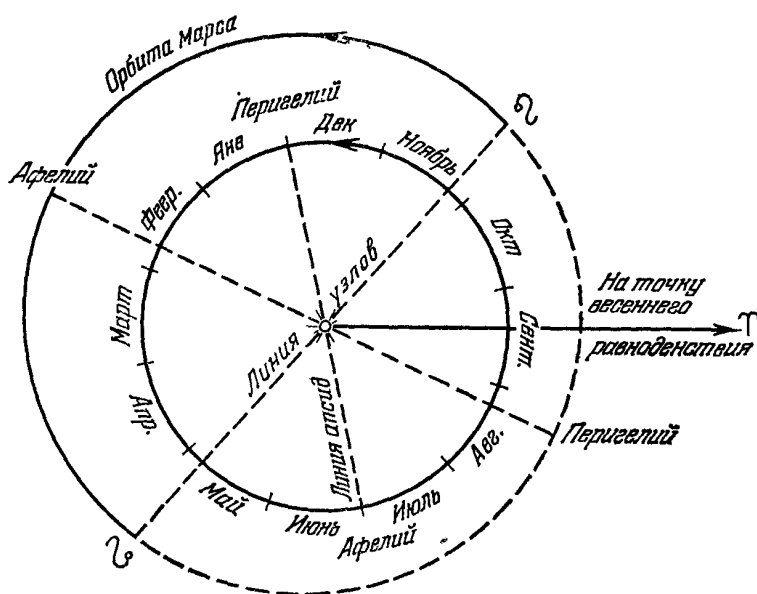


Рис. 139. Взаимное расположение орбит Земли и Марса. Штриховой дугой показана часть орбиты Марса, находящаяся южнее плоскости эклиптики.

возможен. Условно можно называть соответствующую траекторию гомановской, хотя, строго говоря, этот термин следует употреблять, только когда речь идет о переходе между круговыми орбитами.

На рис. 139 показано взаимное расположение орбит Земли и Марса. Расстояние от Земли до Марса в противостоянии в разные эпохи изменяется довольно значительно: от 55 700 000 до 101 200 000 км, т. е. почти в два раза. Противостояния, соответствующие минимуму этой величины, называются *великими*. Они наступают через 15 или 17 лет. Это происходит тогда, когда Марс находится вблизи своего перигелия, а Земля прошла свой афелий (рис. 139).

Среди неспециалистов существует ошибочное мнение, будто бы наиболее выгоден старт к Марсу, когда наступает великое противостояние. Достаточно одного взгляда на рис. 139, чтобы убедиться в нелепости такого утверждения. В самом деле, в эпоху великого противостояния Марс находится вблизи своего перигелия, и стар-

товать в это время — значит целиться в афелий, куда Марс вообще не успеет подойти за время перелета. Но если даже стартовать за 3 месяца перед великим противостоянием, чтобы соблюдалась начальная конфигурация, место встречи с Марсом будет находиться далеко от его перигелия, а это требует заведомо больших энергетических затрат, чем если бы под прицелом находился перигелий. Разница между начальными скоростями, достаточными для достижения Марса в перигелии и в афелии, сравнительно невелика (вспомним, как легко достигалось увеличение афелийного расстояния орбиты перехода, см. рис. 138). Мало сказывается и тот факт, что скорость Земли в разных точках ее орбиты неодинакова по величине: орбита Земли все-таки очень мало отличается от круговой. Неравноправие отдельных частей марсианской орбиты приводит к некоторому неравноправию эпох, когда Земля и Марс находятся в конфигурациях, благоприятствующих старту межпланетной ракеты. При этом в разные эпохи аналогичные траектории (с одинаковой угловой дальностью) будут не совсем одинаковы и моменты старта будут отделяться периодом не в 780 сут, а каким-то другим, близким к нему.

Мы не останавливаемся на числовых оценках эффектов эллиптических орбит, так как они отступают на задний план перед следствиями, вытекающими из несовпадения плоскостей орбит Земли и Марса. Последнее обстоятельство коренным образом меняет всю картину. Плоскость орбиты Марса образует с плоскостью эклиптики угол $1,85^\circ$.

Точки, в которых орбита Марса пересекает плоскость эклиптики, называются *узлами* его орбиты (см. рис. 139). Марс лишь дважды в течение своего оборота вокруг Солнца оказывается в узле — *восходящем* $\varnothing$, если Марс пересекает плоскость эклиптики с юга на север, или *нисходящем* $\varnothing$ в противоположном случае. В остальное время Марс находится на некотором расстоянии от плоскости эклиптики (оно может достигать 7,6 млн. км!). Если, глядя на рис. 138, мы представим себе, что Марс в точке *1* своей орбиты отклонен от плоскости чертежа, то станет ясно, что траектория *1* не сможет привести к сближению с планетой. Промах, если точка находится далеко от линии узлов (линии пересечения плоскостей орбит), заведомо составит миллионы километров.

Любая пассивная траектория перелета с Земли на Марс должна лежать в плоскости, проходящей через три точки: Землю (в момент старта), Солнце, Марс (в конце перелета). Поэтому теоретически можно достичь Марс и в том случае, если он «приподнят над плоскостью чертежа», но для этого полет должен происходить в плоскости, *п е р п е н д и к у л я р н о й* к чертежу. При этом гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли должна быть перпендикулярна к скорости Земли. Простое геометрическое построение и расчет по формулам (1) или (2) § 2 гл. 13 дают чудовищ-

ную величину соответствующей начальной скорости — 45 км/с! Такой полет неосуществим при использовании химических топлив.

Полет с Земли в диаметрально противоположную точку орбиты Марса (угловая дальность 180°) возможен лишь в том случае, если он начинается и кончается на линии узлов. Но рассчитывать на то, что в тот момент, когда Земля окажется на линии узлов, конфигурация планет будет подходящей для начала гомановского перелета, значило бы надеяться на чудо. Такой случай слишком редок. Поэтому на практике должны использоваться траектории, наклоненные под сравнительно небольшим углом к плоскости эклиптики, с угловой дальностью меньше 180° .

Если старт происходит в момент, когда Земля находится сравнительно недалеко от линии пересечения плоскостей орбит Земли и Марса, то траектория не очень сильно отличается от полуэллиптической. Именно так обстояло, например, дело при старте советской автоматической межпланетной станции «Марс-1», запущенной в сторону Марса 1 ноября 1962 г. Если же точка старта находится далеко от линии пересечения плоскостей орбит, то угол наклона увеличивается (что требует лишних затрат топлива), а угловая дальность уменьшается, т. е. волей-неволей приходится пользоваться «быстрой» траекторией.

Наконец, существует возможность достичь прямо противоположной точки орбиты Марса, совершив следующий сложный маневр [4.13, 4.24]. Сначала космический аппарат направляется в плоскости земной орбиты. Когда же, двигаясь в этой плоскости, он оказывается на линии пересечения плоскостей орбит Земли и Марса, включается корректирующая двигательная установка, и аппарат переходит на новую орбиту, лежащую в плоскости орбиты Марса, двигаясь по которой и достигает цели. Можно принять, что поворот плоскости траектории потребует импульса скорости порядка 0,5 км/с [4.13]. Этот маневр может во многих случаях оказаться более выгодным, чем движение с самого начала по траектории, не лежащей ни в плоскости орбиты Земли, ни в плоскости орбиты Марса.

Все сказанное сравнительно мало отражается на благоприятных периодах старта к Марсу. Укажем эти периоды для нескольких прошедших и предстоящих лет: сентябрь — октябрь 1960 г., октябрь — ноябрь 1962 г., ноябрь — декабрь 1964 г., декабрь 1966 г. — январь 1967 г., февраль — март 1969 г., май — июнь 1971 г., июль — август 1973 г., август — сентябрь 1975 г., сентябрь — октябрь 1977 г., октябрь — ноябрь 1979 г., декабрь 1981 г. — январь 1982 г., январь — февраль 1984 г., апрель — май 1986 г., июнь — июль 1988 г., август — сентябрь 1990 г. [4.13, 4.24, 4.38].

В каждом из указанных периодов существует дата, позволяющая совершить полет к Марсу при минимальной скорости отлета с Земли. Эти даты разделены промежутками, не равными 780 сут. Соответствующие начальные конфигурации характеризуются уг-

ламн, не равными 44° ¹⁾). Угловая дальность почти всегда далека от 180° . Продолжительность же перелета может очень сильно отличаться от длительности полета по гомановской траектории. Достаточно вспомнить, что, как выше было показано, даже полет с третьей космической скоростью должен начинаться все в тот же благоприятный сезон, а ведь этот полет продолжается всего лишь 70 сут.

Старт, произведенный за пределами благоприятного периода, продолжающегося один — два месяца [4.24] ²⁾, приводит к резкому падению полезной нагрузки. Сами благоприятные периоды благоприятны по-разному. Различия между ними могут быть более существенны, чем различия между траекториями, начинающимися в один и тот же благоприятный период. Для сравнения благоприятных периодов наибольшее значение имеет близость Земли в момент старта к линии узлов. В настоящую эпоху (обстоятельства медленно меняются в связи с вековыми возмущениями планетных орбит) Земля проходит линию узлов в начале ноября и в начале мая. Поэтому «окна стартов» в 1964, 1971, 1979, 1986 гг. особенно благоприятны.

Отлет с минимальной скоростью, соответствующей семейству «баскетбольных» траекторий (угловая дальность больше 180°) может происходить где-то с самого края какого-либо из указанных выше благоприятных периодов или недалеко от его границы. При этом в некоторые годы (1973, 1988) продолжительность перелета по оптимальной «баскетбольной» траектории может превышать более чем на 200 сут продолжительность оптимального перелета с угловой дальностью, меньшей 180° [4.38].

Повторение циклов благоприятных периодов (т. е. наступление столь же благоприятного периода, как когда-то раньше), происходит через период великого противостояния Марса.

Особо расположены «окна стартов» при использовании попутного облета Венеры (см. гл. 17).

§ 3. Географические условия старта к Марсу

Обратившись к тому, что говорилось в § 2 гл. 13 о географических условиях старта при межпланетных полетах, мы легко поймем, что окружность наземных стартов, соответствующая полетам к Марсу, должна быть расположена на тыльной стороне Земли (по отношению к ее движению вокруг Солнца), в стороне, противоположной желаемому направлению выхода из сферы действия Земли.

¹⁾ Правда, в течение каждого благоприятного периода такая конфигурация наступает, и это позволяет легко находить эти периоды, отсчитывая синодические периоды от определенной даты

²⁾ Высказывалось мнение [4.13], что продолжительность благоприятного для полета к планете периода равна в общем случае 4% от синодического периода. Для Марса это составляет 1 месяц.

Из рис. 140 видно, что зимой и летом (для северного полушария) центр этой окружности должен лежать вблизи экватора, весной — примерно на северном тропике, а осенью — вблизи южного тропика. Поскольку радиус окружности наземных стартов при полете к Марсу с минимальной скоростью заведомо меньше 30° (это вытекает из формулы (3) в § 2 гл. 13), стартовать с территории Советского Союза,

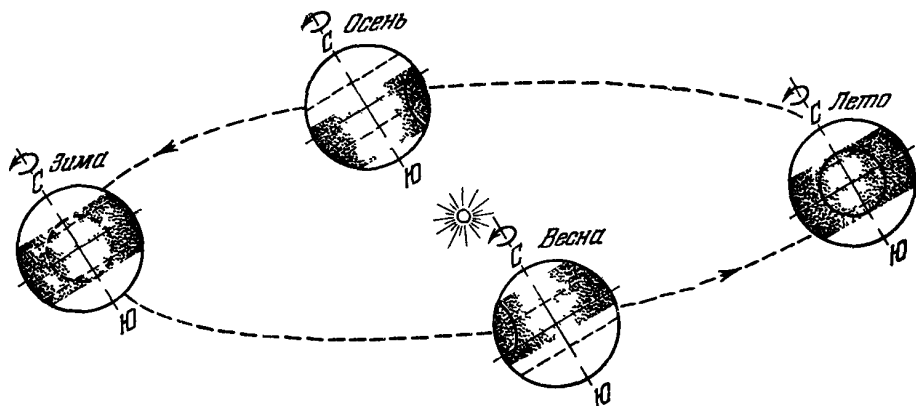


Рис. 140 Географические условия старта к Марсу. Указаны времена года для северного полушария

самый южный пункт которого расположен под 35° с. ш., удобнее всего весной в те моменты, когда вследствие суточного вращения Земли космодром пересекает указанную окружность.

Для стартовых площадок, расположенных в северном полушарии, наиболее благоприятны те сезоны полетов к Марсу, которые приходятся на весну, менее же благоприятны осенние сезоны. Для космодромов в южном полушарии дело обстоит формально таким же образом, так как южная весна совпадает с северной осенью.

Благоприятные сезоны 1969 и 1971 гг. приходились на весну и начало лета в северном полушарии, что сделало возможным прямые (без выхода на околоземную орбиту) запуски американских космических аппаратов в сторону Марса с мыса Канаверал.

§ 4. Посадка на Марс

Скорость сближения с Марсом космического аппарата (скорость падения) минимальна при гомановском перелете и равна $5,7$ км/с. Ее можно принять за скорость входа в атмосферу, расчетную высоту которой считают равной 100 км [4 39].

Сравнительно малая скорость входа в атмосферу и, главное, малая плотность атмосферы Марса приводят к благоприятным условиям для посадки космического аппарата. Даже при вертикальном баллистическом входе в атмосферу с параболической скоростью максимальная перегрузка не превысит 50 . Это значит, что для автоматических аппаратов не страшен никакой угол входа. Но оказы-

вается, что и для пилотируемых аппаратов (предельный коэффициент перегрузки равен 10) дело обстоит очень хорошо. Коридор входа даже при баллистическом спуске имеет ширину 320 км, а при аэродинамическом качестве, равном единице, его ширина составляет 440 км. При входе в атмосферу Марса со скоростью вчетверо большей, чем местная круговая (14 км/с), предельная перегрузка не будет превышена, даже если спускаемый аппарат обладает малым аэродинамическим качеством (меньше единицы) [4 14]. Использование большого аэродинамического качества будет затруднительно, так как потребует больших крыльев [4 13].

Малая плотность атмосферы Марса делает возможным крутой вход в нее, а значит, было бы возможно и целесообразно осуществить аэродинамическое торможение в нижних, наиболее плотных, слоях атмосферы. Предел тут кладет опасность неожиданной ударной встречи с поверхностью еще до раскрытия парашютной системы из-за незнания нами рельефа Марса. Для увеличения торможения посадочный аппарат снабжается лобовым экраном (аэродинамическим конусом) сравнительно большого диаметра (3,52 м у американского аппарата «Викинг»). На последнем этапе посадки, кроме парашютной системы большой площади, необходимо использовать после ее отбрасывания реактивное торможение с помощью бортовой тормозной установки. Лучше совершать посадку в районах, расположенных ниже среднего уровня планеты, где плотность атмосферы больше. Дополнительная трудность заключается в ураганных ветрах, дующих на Марсе (до 150 м/с). Поверхность в районе посадки должна удовлетворять определенным требованиям в отношении свойств грунта и крутизны склонов.

Целесообразно спускаться на Марс лишь часть космического аппарата — посадочный отсек или несколько таких отсеков. Сам космический аппарат-носитель может при этом, двигаясь по пролетной гиперболической траектории, не войти в атмосферу Марса, а обогнуть его или, уже после отделения посадочных отсеков, выйти на орбиту искусственного спутника Марса.

Возможен и иной вариант, когда аппарат-носитель выходит на орбиту спутника вместе с посадочными отсеками, которые лишь после этого отделяются от него и совершают спуск в атмосфере. Этот вариант связан с дополнительными энергетическими потерями, так как тормозной импульс должен сообщаться большей массе. Положение дел здесь коренным образом отличается от того, с которым мы встречались при спуске на Луну. Наличие у Марса атмосферы дает преимущество, существенное в случае ограниченности энергетических ресурсов космического аппарата. Однако при спуске с орбиты делается возможным выбор места посадки.

Максимальная перегрузка при баллистическом спуске с низкой орбиты спутника Марса (например, при высадке на Марс людей) — порядка 1,5, в то время как при аналогичном спуске с низкой ор-

биты спутника Земли она равна примерно 8. Тепловые же потоки меньше, чем при спуске с околоземной орбиты, в 20 раз [4.38].

Впервые в истории мягкая посадка на Марс была осуществлена 2 декабря 1971 г. В 12 ч 14 мин по московскому времени от советской станции «Марс-3», двигавшейся по пролетной траектории, отделился спускаемый аппарат, который через 15 мин с помощью собственного двигателя перешел на траекторию встречи с планетой. Затем аппарат развернулся, чтобы вход в атмосферу произошел под необходимым углом атаки. В 16 ч 44 мин аппарат вошел в атмосферу, и началось аэродинамическое торможение, закончившееся парашютным

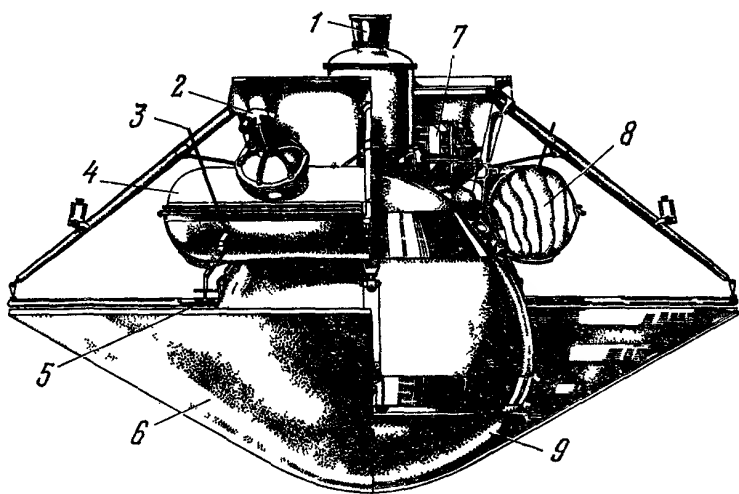


Рис 141 Спускаемый аппарат (СА) «Марс 6» (в правой части — разрез) 1 — двигатель увода СА, 2 — двигатель ввода в действие вытяжного парашюта, 3 — антенны связи со станцией на орбите, 4 — парашютный контейнер, 5 — антенна радиовысотомера, 6 — аэродинамический тормозной конус, 7 — приборы и аппаратура системы автоматического управления, 8 — основной парашют, 9 — автоматическая марсианская станция

спуском. После сброса аэродинамического конуса на высоте 20—30 м по сигналу от радиовысотомера выключился тормозной двигатель мягкой посадки. Парашют был уведен в сторону другим двигателем. Через 1½ мин после посадки в районе между областями Электрис и Фаэтонтис (145° ю ш, 158° з д) автоматическая марсианская станция была приведена в рабочее состояние, и в 16 ч 50 мин 35 с началась передача видеосигнала. Сигналы от аппарата были записаны на борту станции «Марс-3», к этому моменту уже перешедшей на орбиту искусственного спутника планеты, и затем переданы на Землю. Сигналы были непродолжительными и резко прекратились. Сильнейшая пылевая буря, бушевавшая в это время на Марсе, могла явиться возможной причиной этого печального события.

Аналогичным образом совершалась посадка советской станции «Марс-6» (рис. 141). Главное отличие схемы посадок американских станций «Викинг-1,-2» от описанной выше заключалось в том, что

эти станции предварительно выводились на орбиты спутников Марса вместе с орбитальными отсеками, от которых они отделялись через несколько недель, требовавшихся для выбора места посадок.

§ 5. Искусственные спутники Марса

Радиус оптимальной одноимпульсной орбиты спутника Марса равен 3,60 радиуса Марса, что соответствует высоте 8800 км над поверхностью планеты, причем тормозной импульс, равный местной круговой скорости, составляет 1,873 км/с.

Если мы хотим вывести спутник Марса на круговую орбиту, расположенную выше оптимальной, то выгоднее совершить двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123 (§ 7 гл. 13). Подобные орбиты, однако, не представляют большого практического интереса. Исключением, пожалуй, является орбита *стационарного спутника Марса*. Учитывая, что Марс совершает один оборот вокруг своей оси за 24 ч 37 мин 23 с, мы найдем, что радиус стационарной орбиты равен 20 428 км. Со стационарного спутника Марса может наблюдаться 83% поверхности его полушария (соответственно для стационарного спутника Земли — 85%).

При полете к Марсу по гомановской траектории тормозной импульс перехода на низкую орбиту равен 2,128 км/с. Это лишь на 0,255 км/с больше импульса, необходимого для выхода на оптимальную орбиту. Как видим, оптимальность этой орбиты не очень ярко выражена.

Эллиптические орбиты искусственных спутников Марса представляют большие возможности для исследования планеты. Их параметры подбираются с учетом требований наблюдений Марса (в частности, учитывается соотношение периода обращения спутника с марсианскими сутками), радиосвязи с Землей (соотношение периода с земными сутками), желательности или нежелательности затмения Марсом Земли (первое полезно для радиопросвечивания атмосферы Марса), удобства ориентации на звезду Канопус (не должен мешать свет Марса и его естественных спутников) и т. д. При выборе высоты перицентра в США учитывалось требование 17-летнего карантина (в течение этого срока космический аппарат не должен был упасть на Марс; минимальная высота 800 км), а также ограниченность запасов топлива — тормозной импульс вместе с корректирующими не должен был превышать 1,65 км/с [4.40]. В случае, если намечается последующий сход с орбиты для возврата к Земле (как, например, при полете человека, см. главу 22), орбита должна соответствующим образом выбираться.

Первые искусственные спутники были выведены на околомарсианские орбиты в 1971 году: 14 ноября — американский аппарат «Маринер-9» (высота перицентра 1390 км, апоцентра 17 920 км, наклонение 64,28°, период обращения 12 ч 34 мин, тормозной импульс

1,6 км/с на высоте 2755 км, скорость после торможения 3,48 км/с), 27 ноября — советская станция «Марс-2» (высота перицентра 1380 км, апоцентра 25 000 км, наклонение $48^{\circ}54'$, период обращения 18 ч), 2 декабря — станция «Марс-3» (около 1500 км, более 200 000 км, 12,5 сут).

Искусственные спутники Марса способны изменять свои орбиты в зависимости от преследуемых целей (см., например, § 6). Орбитальный отсек «Викинга-2» даже менял наклонение орбиты с 57° до 80° .

Для посадки на Марс с орбиты его спутника желательно, чтобы направление обращения спутника совпадало с направлением вращения Марса вокруг его оси. Нетрудно сообразить, что для этого точка входа в сферу действия Марса (расположенная, как мы знаем, на фронтальной ее части) должна находиться с внутренней стороны орбиты Марса. Напомним, что суточное вращение Марса совпадает по направлению с его движением вокруг Солнца (против часовой стрелки, если смотреть на Солнечную систему со стороны северного полюса небесной сферы).

Если выход на орбиту спутника Марса должен происходить с помощью тормозного ракетного импульса, то требования экономии топлива вынуждают выбирать траектории перелета к Марсу, нуждающиеся в минимальной скорости отлета с Земли. Поэтому сезоны старта к Марсу, близкие к моменту, когда Земля пересекает линию узлов орбиты Марса, наиболее благоприятны для запуска спутника Марса [4.24]. Оптимальная гелиоцентрическая траектория перелета к Марсу, когда ставится задача выхода космического аппарата на орбиту его искусственного спутника, несколько отличается от оптимальной траектории, когда целью является пролет Марса или прямое попадание в него. Причина заключается в необходимости минимизировать сумму импульсов — стартового околоземного и тормозного около Марса, а следовательно, в необходимости учета условий входа в сферу действия Марса. Однако разница в датах старта с Земли составляет не более 10—15 сут [4.38].

Весьма разреженная, но значительно более протяженная, чем земная, атмосфера Марса ограничивает время существования его искусственных спутников. Более чем годовой срок жизни спутников обеспечивается высотой перицентра орбиты, превышающей примерно 1000 км [4.38].

§ 6. Полеты на спутники Марса — Фобос и Деймос

Марс обладает двумя небольшими естественными спутниками. Среднее расстояние Фобоса от центра Марса 9400 км; эксцентриситет орбиты 0,019; наклонение к плоскости экватора $1,8^{\circ}$; период обращения 0,32 сут. Для Деймоса соответственно 23 500 км; 0,031; $1,4^{\circ}$; 1,26 сут. Как показали фотографии, полученные станциями

«Маринер-9» и «Викинг-1, -2», оба естественных спутника представляют собой малые естественные тела неправильной формы, которые можно в приближенном рассмотрении считать трехосными эллипсоидами со следующими размерами главных осей в км: Фобос — 13,5 ($\pm 0,5$); 10,8 ($\pm 0,7$); 9,4 ($\pm 0,7$); Деймос — 7,5 (+3, —1); 6,1 (± 1); $5,5 \pm 1$. Благодаря градиенту гравитации каждый из этих спутников постоянно обращен концом большой оси к Марсу, средняя ось лежит приблизительно в плоскости орбиты, а малая перпендикулярно ей.

Ввиду очень слабого притяжения Фобоса и Деймоса полет на любой из них представляет собой, по существу, операцию встречи и стыковки космического аппарата со спутником. Разница по сравнению со встречами двух спутников Земли будет заключаться, однако, в том, что теперь запуск производится не с поверхности планеты, а «из местной бесконечности».

Вход в сферу действия Марса должен быть произведен таким образом, чтобы плоскость планетоцентрической гиперболы подхода была как можно ближе к плоскости орбиты спутника Марса (т. е. фактически к экваториальной плоскости), а еще лучше — совпадала с ней. Одноимпульсный переход с гиперболы на орбиту спутника Марса будет при этом неоправдан. Во-первых, очень маловероятно, чтобы Фобос или Деймос оказался как раз в точке перехода с гиперболы на орбиту. Во-вторых, двухимпульсный переход более выгоден энергетически, так как орбиты и Фобоса и Деймоса расположены выше оптимальной (для одноимпульсного маневра) орбиты. Особенно это существенно при полете на Деймос.

Поэтому наиболее подходящим будет двухимпульсный маневр. Тормозной импульс в перигентре гиперболы подхода переведет космический аппарат на промежуточную орбиту искусственного спутника Марса, касающуюся или пересекающую орбиту естественного спутника планеты. Промежуточная орбита должна быть выбрана таким образом, чтобы через некоторое время искусственный и естественный спутники встретились в общей точке их орбит (возможно, после нескольких оборотов). Здесь дополнительный ракетный импульс должен будет уравнивать векторы скоростей спутников. Желательно, чтобы перигентр гиперболы подхода был как можно ближе к атмосфере Марса (см. § 7 гл. 13), а апоцентр промежуточной орбиты — к орбите естественного спутника (лежал бы снаружи орбиты, а еще лучше — на ней). При этом расход топлива был бы минимальным.

Наконец, можно с помощью тормозного импульса в перигентре гиперболы подхода перевести космический аппарат на круговую орбиту ожидания и дожидаться конфигурации космического аппарата и Фобоса или Деймоса, позволяющей совершить гомановский перелет к естественному спутнику Марса. Но это уже будет трехимпульсный маневр с большой суммарной характеристической скоростью.

Если вначале плоскости гиперболы подхода и орбиты естественного спутника не совпадали, то нужно стремиться к тому, чтобы каждый импульс скорости одновременно сближал эти плоскости [4.24].

Можно надеяться, что удастся заменить первый ракетный тормозной импульс «даровым» торможением в марсианской атмосфере и тем самым добиться значительного энергетического выигрыша.

После уравнивания скоростей космического аппарата и спутника Марса предстоит его причаливание к спутнику, мало отличающееся от обычной стыковки.

Все вышесказанное — дело возможного будущего. До сих же пор совершались только более или менее близкие пролеты искусственных спутников Марса мимо естественных. Орбиты орбитальных отсеков аппаратов «Викинг-1, -2» специально корректировались, чтобы их периоды обращения стали соизмеримы с периодами естественных спутников, благодаря чему делались возможными периодические пролеты на более или менее близких расстояниях «Викинга-1» мимо Фобоса и «Викинга-2» мимо Деймоса. При этом по возмущениям орбит искусственных спутников определялись массы Фобоса и Деймоса. Удалось сфотографировать Фобос с расстояния 89,9 км и Деймос с расстояния 23 км (в последнем случае были различимы детали в 2—3 м). Вращение космического аппарата по специальной программе позволяло избежать смазывания деталей на фотографиях во время экспозиции.

Для гравитационного параметра Фобоса была найдена величина $K=0,00066 \text{ км}^3/\text{с}^2$. Если предположить, что Фобос притягивает, как шар радиуса $r^*=10,8 \text{ км}$, то по формуле $\sqrt{2K/r^*}$ оценим величину скорости освобождения в 11 м/с (фактически она разная в разных точках поверхности, причем пользоваться этой формулой, строго говоря, незаконно: Фобос — не шар). Это — скорость падения на Земле с балкона третьего этажа. На Деймосе скорость освобождения меньше. Все же без амортизирующих устройств при причаливании к естественным спутникам Марса, видимо, не обойтись.

§ 7. Облет Марса с возвращением к Земле

Представляет интерес так рассчитать полет, чтобы после выхода из сферы действия Марса космический аппарат, двигаясь по новой гелиоцентрической орбите, пересек орбиту Земли и притом в той ее точке, где в этот момент находится Земля. Таким путем можно вернуть капсулу с космического аппарата на Землю. Очевидно, возвращение имеет особое значение для космического корабля с экипажем. Подобные полеты обычно называют облетами Марса, причем не имеется в виду обязательный пролет над «обратной» стороной Марса.

В предыдущей главе мы встречались с траекториями полета, приводящими к возвращению к Земле через целое или дробное число лет. Если бы Марс не обладал полем тяготения, то любая из этих траекторий, пересекающая орбиту Марса, была бы пригодна для наших целей. Фактически пролет сферы действия Марса приведет к таким возмущениям, что возвращение к Земле в прежней точке ее орбиты не произойдет, но может произойти в новой точке.

Как показывают расчеты, «гравитационный удар» приводит к сокращению общей продолжительности полета Земля — Марс — Земля по сравнению с воображаемым случаем отсутствия поля тяготения у Марса. Так, пролет на близком расстоянии от поверхности Марса сокращает двухгодичное путешествие Земля — Марс — Земля примерно на 60 сут. Марс может быть достигнут как до, так и после достижения афелия орбиты перелета.

Возможны также полеты Земля — Марс — Земля с возвращением к Земле примерно через 3 года. Их траектории близки к орбите искусственной планеты с периодом обращения $3\frac{1}{2}$ года [4.8].

Продолжительность перелета Земля — Марс — Земля может быть сокращена на 1 год с помощью активного маневра при облете [4.41]. Благодаря импульсу при облете Марса порядка 1—4 км/с возвращение к Земле может произойти через 450—500 сут. Скорость входа в земную атмосферу при этом, однако, составит 22,5 км/с, в то время как при длительном перелете Земля — Марс — Земля (700—750 сут) вход произойдет со скоростью 12 км/с (при этом импульс вблизи Марса будет менее 0,1 км/с, т. е. будет просто импульсом коррекции) [4.38].

§ 8. Автоматические станции исследуют Марс

Первым космическим аппаратом, запущенным к Марсу, была советская автоматическая станция «Марс-1», стартовавшая 1 ноября 1962 г. Связь со станцией прервалась в марте 1963 г., когда она находилась на расстоянии 106 млн. км от Земли.

28 ноября 1964 г. стартовал американский космический аппарат «Маринер-4», прошедший 15 июля 1965 г. на расстоянии 10 000 км от Марса. Были получены 22 снимка, охвативших 1% поверхности Марса, и впервые стало известно о кратерах на Марсе. «Вторая Луна», — писали газеты о Марсе. Ниже мы убедимся в поспешности такого суждения.

24 февраля и 27 марта 1969 г. были запущены американские аппараты «Маринер-6» (начальная скорость 11,49 км/с) и «Маринер-7», которые прошли 31 июля и 5 августа 1969 г. на расстояниях соответственно 3410 и 3200 км от Марса (скорости в перигентрах — 7,88 и 7,18 км/с). Получено 202 снимка (на некоторых виден Фобос на фоне Марса).

19 и 28 мая 1971 г. стартовали советские станции «Марс-2» и «Марс-3», которые вышли на орбиты вокруг Марса 27 ноября и 2 декабря 1971 г. Перед этим от первой станции отделилась капсула с вымпелами, а от второй спускаемый аппарат, совершивший мягкую посадку. Свыше 8 месяцев орбитальные аппараты исследовали поверхность и атмосферу Марса. Фотографирование было осложнено сильной пылевой бурей на Марсе.

После падения в океан 9 мая 1971 г. космического аппарата «Маринер-8» 30 мая был запущен американский аппарат «Маринер-9», который 14 ноября 1971 г. перешел на орбиту вокруг Марса (см. § 5). На Землю было передано 7329 снимков, в том числе фотографии Фобоса и Деймоса с расстояний порядка 5500 км. Фотографирование продолжалось до 27 октября 1972 г.

21 и 25 июля и 5 и 9 августа 1973 г. в направлении Марса были запущены советские станции «Марс-4—7», причем две последних несли спускаемые аппараты. Станция «Марс-4» прошла 10 февраля 1974 г. на расстоянии 2200 км от Марса, передав ряд его фотографий. Отказ тормозного двигателя не позволил перейти на околопланетную орбиту. Станция «Марс-5» 12 февраля вышла на орбиту с расстояниями до центра Марса $5150 \div 39950$ км (эксцентриситет 0,74974), с наклоном $35^{\circ}20'$ и периодом обращения 24 ч 52 мин 50 с и начала передавать фотографии поверхности Марса. Спускаемый аппарат станции «Марс-6» отделился от нее на расстоянии 48 000 км от Марса, перешел на траекторию встречи с планетой и 12 марта достиг поверхности вблизи точки 24° ю. ш., 20° з. д., впервые успев передать данные прямых измерений в атмосфере, начиная с высоты 20 км, до того, как вблизи поверхности прервалась радиосвязь. Сама станция «Марс-6» прошла на расстоянии 1600 км от Марса. Спускаемый аппарат станции «Марс-7» приблизился к Марсу еще 9 марта, но из-за неисправности прошел на расстоянии 1300 км от планеты. Со станций «Марс-4, -5» было получено около 60 снимков района, который не был заснят «Маринером-9» из-за пылевой бури [4.42]; они же ретранслировали на Землю сигналы спускаемого аппарата «Марс-6».

20 августа и 9 сентября 1975 г. стартовали к Марсу космические аппараты «Викинг-1, -2» (рис. 142) массой около 4 т каждый. Аппараты несли посадочные блоки, для каждого из которых были заранее выбраны из 22 возможных районов посадки один определенный основной район посадки и один запасной. 19 июня 1976 г. «Викинг-1» перешел на орбиту вокруг Марса, которая 21 июня путем коррекции была превращена в синхронную (период обращения 24 ч 37 мин), и началось изучение намеченного района посадки. Вскоре выяснилось, что он слишком неровен, и 8 июля после новой коррекции началось фотографирование нового района. Только 20 июля был совершен успешный спуск в район равнины Хриса (первоначально посадка намечалась на 4 июля 1976 г.— день 200-летия независимо-

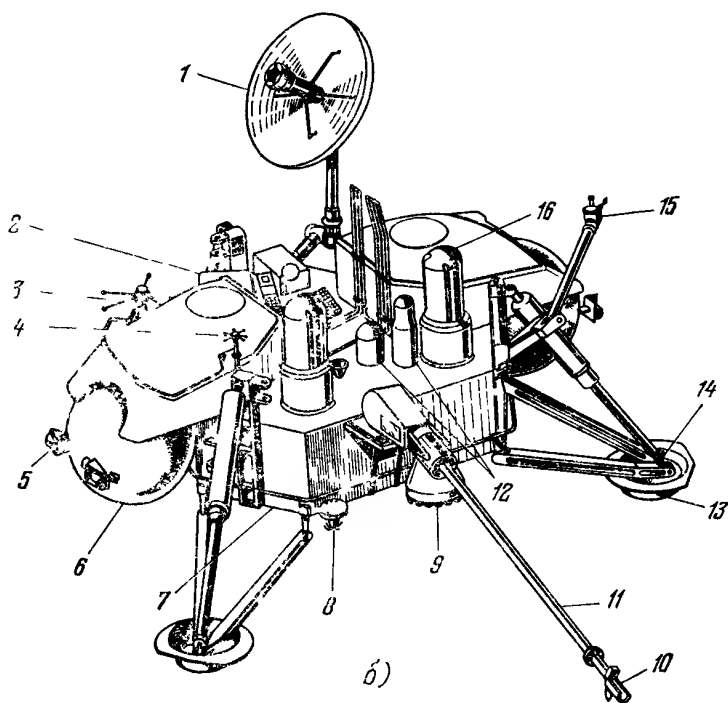
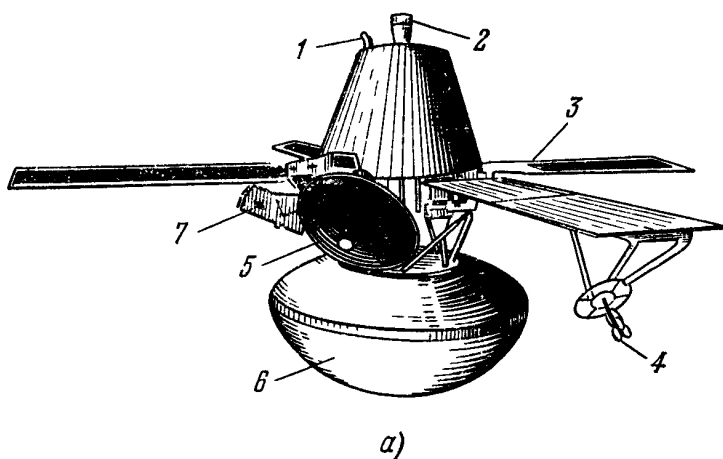


Рис 142 Станция «Викинг» а) общий вид до разделения 1 — всенаправленная антенна, 2 — двигатель ориентации 3 — панель солнечной батареи, 4 — узконаправленная антенна, 5 — антенна ретрансляции, 6 — спускаемый аппарат, 7 — научная аппаратура орбитального блока, б) посадочный блок 1 — остронаправленная антенна, 2 — сейсмометр, 3 — антенна, 4 — приемная антенна, 5 — ЖРД на корпусе посадочного блока (всего 6), 6 — топливный бак, 7 — радиолокатор посадки, 8 — антенна радиовысотомера, 9 — один из трех многокамерных тормозных двигателей, 10 — грунтозаборник, 11 — его штанга, 12 — устройство для приема грунта, 13 — опора посадочного шасси, 14 — температурный датчик, 15 — метеорологические приборы, 16 — фототелевизионная установка

сти США). Аналогичным образом «Викинг-2» перешел на орбиту спутника Марса 7 августа 1976 г. и лишь 4 сентября совершил спуск на равнине Утопия. Началась продолжительная работа по комплексному изучению Марса (а также его естественных спутников) с помощью двух посадочных и двух орбитальных (способных к маневрированию) блоков. Только 25 июля 1978 г. была по команде с Земли выключена аппаратура орбитального блока «Викинг-2» (течь в баллоне со сжатым газом привела бы все равно к отказу микродвигателей системы ориентации). Орбитальный блок «Викинг-1» и оба посадочных блока продолжали работу в 1979 г.

§ 9. Результаты исследований Марса

Космические аппараты передали на Землю колоссальное количество информации, львиная доля которой добыта с помощью «Викингов».

Попробуем дать краткую сводку того, что нам стало известно о Марсе [4.43—4.45].

При составлении гравитационной карты Марса на нем были обнаружены *масконы*.

Магнитное поле Марса имеет в сотни раз меньшую напряженность, чем магнитное поле Земли. *Ось магнитного диполя Марса проходит вблизи экватора*, и наблюдаются воронки — каспы (см. § 2 гл. 6), но они ведут не в районы географических полюсов, а к точкам экватора. Магнитосфера Марса сдута на ночную сторону солнечным ветром. Она не может защитить атмосферу дневной стороны от потоков солнечного ветра, но увеличивает ширину магнитосферного хвоста [4.43].

Температура поверхности Марса вблизи экватора: днем плюс 10—20°C, ночью минус 60—70°C, в полярных зонах — до минус 130°C. Возле грунта ночью стелется туман из частиц водяного льда. В атмосфере до высоты 30 км всегда много частиц поверхностной пыли. *Небо на Марсе розовое или оранжевое*.

Атмосферное давление в местах посадки «Викингов» — 7,6 и 8,1 мбар (на Земле на уровне моря 1013 мбар), в глубоких низинах — 10 мбар, на высочайших вершинах 1÷2 мбар. Только на четверти поверхности Марса давление таково, что при 273 К (0°C) могли бы существовать открытые жидкие водоемы.

Ветер у поверхности вблизи «Викингов» регулярно менял направление в течение суток. Его средняя скорость за час — 7 м/с и 3,5 м/с соответственно вблизи «Викинга-1» и «Викинга-2». Но наблюдались с орбиты пылевые облака, двигавшиеся со скоростью 15 м/с вблизи поверхности, 40—50 м/с на высоте 200 м и выше.

В атмосфере содержатся углекислый газ CO₂ (95%), азот (2—3%), аргон (1—2%), кислород (0,1—0,4%), окись углерода CO

(0,16%), озон (0,03%), водяной пар, количество которого различно в разных местах (больше всего в полярных зонах) и в разное время, но может составлять 0,03%. Атмосфера не препятствует проникновению ультрафиолетовых лучей к поверхности. Верхняя атмосфера обогащена окисью углерода и окисью азота. Общеизвестно, что современная атмосфера составляет ничтожную часть того, что когда-то было.

На цветных панорамах, переданных с Марса, видна равнина, усеянная камнями, и все это имеет ржаво-красный оттенок, благодаря наличию окислов железа и в грунте и в пыли. Кроме железа (12—15%) в грунте обнаружены кремний (13—15%), алюминий (2—7%), кальций (3—8%), титан (0,5—2%) и др.

Полярные шапки Марса состоят в своей наружной части из снегообразной двуокиси углерода CO_2 («сухой лед»), которая летом испаряется, и под ней обнаруживается нечто, что, по крайней мере снаружи, представляет собой водяной лед H_2O с примесью пыли. Возможно, что под коркой водяного льда H_2O находится вечный лед CO_2 . Общая толщина летнего остатка полярных шапок неизвестна. Возможно — метр, но быть может и километр...

Рельеф Марса. Около 10% поверхности планеты снято «Викингами» и передано на Землю с разрешением 100 м. Большие площади (но отнюдь не вся поверхность и не большая ее часть) покрыты *кратерами*, которые образовались главным образом вследствие ударов метеоритов. Наблюдаются и *низменные равнины* (главным образом в северном полушарии), вовсе лишенные кратеров или содержащие малое число их. Встречаются территории, покрытые *сглаженными многовершинными горами*, но нет горных хребтов. Вершины гор возвышаются иногда на 5 км над густыми облаками. Сейсмическая активность в настоящее время не обнаружена, но наблюдаются следы проявлений вулканизма в прошлом. Существуют *вулканы*, иногда расположенные цепочками. Самый большой вулкан Олимпия (в области Тарсис) возвышается на 22 км над окружающей местностью, диаметр его главного кратера 65 км, а поперечник подножия — 500 км. Как у полюсов, так и главным образом в тропическом поясе видны глубокие длинные впадины — *каньоны*; самый большой из них протянулся на 2500 км и имеет в ширину 100—250 км и даже 500 км (с боковыми котловинами). Встречаются круглые плоские образования, окруженные гористыми областями. Самый крупный из этих *бассейнов* (область Хеллас) имеет 4 км в глубину. Быть может здесь вечная пылевая буря, а может быть — водоем под слоем повсеместной вечной мерзлоты, в котором кратеры от ударов метеоритов быстро затягиваются.

Великая загадка Марса — извилистые *русла* (рис. 143), ничем не отличающиеся от речных долин (увы, без воды). Они имеют иногда длину до 1500 км и ширину в десятки километров. Видны притоки, отмели, острова и т. д. Нет сомнения: *русла образованы мощными*

потоками легко текущей жидкости. Русла кончаются после выхода на низменную равнину. В их потоках зачастую расположены лабиринты — хаотически расположенные трещины из-за проседания грунта.

Многие планетологи склоняются к мысли, что на Марсе неоднократно (возможно, периодически) наступало потепление. Нагрев полярных шапок наполнял атмосферу углекислым газом и парами

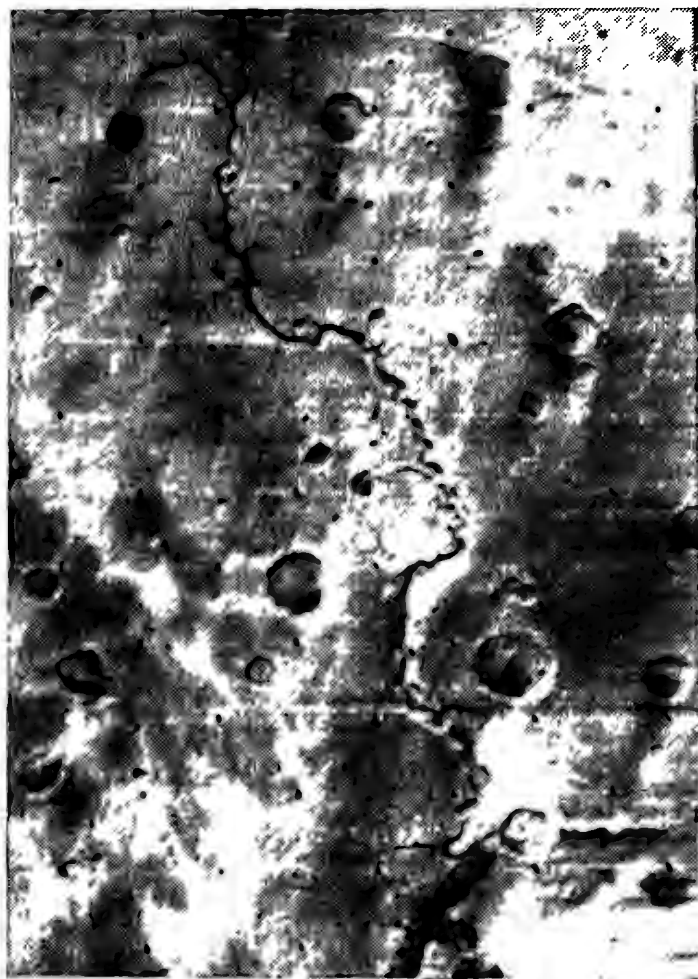


Рис. 143. Фотография с борта «Маринера-9» — извилистое русло длиной 400 км и шириной от 5 до 6 км.

воды. Он затем усиливался благодаря «парниковому эффекту». Прорывавшаяся из-под вечной мерзлоты вода текла по руслам и не испарялась благодаря повышенному давлению. А потом вся атмосфера снова уходила в полярные шапки... По теории У. Уорда (США) эти изменения климата на Марсе объясняются периодическими колебаниями (с переменной амплитудой) наклона экватора к плоско-

сти орбиты. Поставлять CO_2 и H_2O в атмосферу могут и поверхностные породы.

На каждом из посадочных блоков «Викинга» были по несколько раз проведены три различных эксперимента по обнаружению микроорганизмов. Гипотеза существования жизни на Марсе не подтвердилась, однако не был получен и категорический ответ «нет». Небольшие шансы еще есть...

О наблюдениях *Фобоса* и *Деймоса* уже говорилось в § 6. Добавим, что на *Фобосе* (рис. 144) помимо многочисленных кратеров, самый большой из которых — кратер Стикни — имеет диаметр 10 км, существует система многочисленных борозд, пересекающих *Фобос* и во многих случаях параллельных между собой. Ширина борозд — 100—200 м, глубина 20—30 м. Одна из предполагавшихся причин образования борозд — растяжение *Фобоса* благодаря наличию градиента марсианской гравитации, другая (более вероятная) — удар метеорита, образовавший кратер Стикни. Кратеры на поверхности *Деймоса* почти не видны; они покрыты слоем рыхлой породы, из которой высываются угловатые камни (поверхность *Деймоса* менее прочная, чем у *Фобоса*).

В дальнейшем, по-видимому, предстоит изучение Марса с помощью передвижных аппаратов — *марсоходов*. Управление ими будет в гораздо большей степени автономным, чем в случае луноходов, из-за долгого прохождения радиосигнала с Земли до Марса и обратно. Возможна доставка марсоходов, способных пройти сотни километров.

Согласно публикациям 1978—79 гг. Лаборатория реактивного движения США разрабатывает проект доставки с помощью трех космических аппаратов в атмосферу Марса в сложенном виде 12 винтомоторных *самолетов* с гидразиновыми двигателями. Развертывание каждого самолета происходит во время спуска на парашюте на высоте 7,5 км. Масса самолета 300 кг (в том числе 100 кг полезной нагрузки), размах крыла 21 м, дальность полета 10 000 км, крейсерская высота полета 1 км, скорость не более 100 м/с. Самолет способен совершать посадки и взлетать. Аппаратура предназначена для фотографирования, в частности наклонного, гамма- и инфракрасной спектроскопии (определение элементов поверхностных пород), электромагнитного облучения поверхности (поиски подповерхностного льда), гравитационных и магнитных измерений, изучения атмосферы. Полеты самолетов в атмосфере Марса полностью автономны, но возможно обновление с Земли их программ. Каждый космический аппарат выходит на орбиту вокруг Марса, а после отделения от него контейнера с четырьмя самолетами переходит на синхронную орбиту с наклоном 28° , чтобы служить ретранслятором. Три аппарата перекрывают всю поверхность Марса.

В США разрабатывается также идея засылки на Марс ударных зондов — *пенетраторов*, углубляющихся в грунт.

Ожидается, что в 80-х гг. будет предпринята попытка доставки на Землю образца грунта с Марса. Чтобы избежать случайного выбора образца, возможно, при этом будет применен небольшой марсоход малого радиуса действия. Грунт доставляется на околоземную



Рис. 144. Фотография участка поверхности Фобоса, сделанная с орбитального аппарата «Викинг-1» с расстояния 120 км. Видны кратеры диаметром от 10 м до 1 км и борозды.

орбиту или непосредственно с поверхности Марса, или — выгоднее энергетически, но сложнее с точки зрения управления — доставляется предварительно на околомарсианский орбитальный блок. После анализа грунта на борту «Шатла» (карантин!) он доставляется на Землю. Из-за большой характеристической скорости описанного эксперимента в США рассматривается возможность использования солнечного паруса.

Глава 17

ПОЛЕТЫ К ВЕНЕРЕ

§ 1. Достижение Венеры

Минимальная начальная скорость для достижения Венеры, приведенная к поверхности Земли, равна 11,461 км/с. Ей соответствует геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли 2,496 км/с. Продолжительность перелета по гомановской траектории составляет 146 сут. Начальная конфигурация планет соответствует опережению Венеры Землей на $54,1^\circ$ (87,8 сут до соединения). Незначительное увеличение скорости отлета с Земли приводит к большому сокращению длительности перелета, так как точка пересечения траектории перелета с орбитой Венеры резко перемещается навстречу Земле.

Синодический период для Венеры равен 583,9 сут, т. е. 19 месяцам. Благоприятные для полетов к Венере сезоны следующие: январь — февраль 1961 г., август 1962 г., март — апрель 1964 г., октябрь — ноябрь 1965 г., май — июнь 1967 г., январь 1969 г., август 1970 г., март — апрель 1972 г., октябрь — ноябрь 1973 г., май — июнь 1975 г., январь 1977 г., август 1978 г., март — апрель 1980 г., октябрь — ноябрь 1981 г., июнь 1983 г., декабрь 1984 г. — январь 1985 г., август 1986 г., март — апрель 1988 г., октябрь — ноябрь 1989 г., июнь 1991 г. [4.13, 4.38]. Каждый из благоприятных сезонов продолжается примерно две недели, т. е. кончается быстрее сезона полета к Марсу, так как Венера быстро обгоняет Землю в движении вокруг Солнца.

Как и при полетах к Марсу, гомановская траектория может быть осуществлена тем точнее, чем ближе в благоприятный сезон Земля находится к линии узлов орбиты Венеры. Декабрь и июнь с этой точки зрения являются в настоящую эпоху наиболее благоприятными месяцами. Эксцентриситет орбиты Венеры ничтожен и практически не сказывается на энергетической стороне полетов к Венере.

Поскольку Венера — внутренняя планета, выход из сферы действия Земли должен происходить в сторону, противоположную движению Земли. Поэтому окружность наземных стартов распола-

гается во фронтальном полушарии Земли. Старт к Венере без выхода на промежуточную орбиту, если он будет возможен для пунктов северного полушария, осуществим осенью.

§ 2. Посадка и искусственный спутник Венеры

Планетоцентрическая скорость входа космического аппарата в сферу действия Венеры минимальна при гомановской траектории перелета и равна 2,709 км/с. Соответствующая минимальная скорость падения равна 10,713 км/с. Можно ее принять за скорость входа в атмосферу (за радиус планеты 6050 км принимается радиус ее верхнего слоя облаков). При негомановском перелете скорость входа больше, так как гелиоцентрический подлет к Венере осуществляется под углом к ее орбите. Чрезвычайно плотная атмосфера Венеры позволяет осуществить аэродинамическое торможение, но предъявляет очень высокие требования к прочности спускаемого аппарата.

Тормозной импульс для перевода космического аппарата на низкую орбиту спутника планеты равен 3,385 км/с в случае гомановского перелета. Это довольно большая величина, и теоретической возможностью использования аэродинамического торможения для запуска спутника Венеры не следует пренебрегать.

Стационарный спутник Венеры не существует, поскольку один оборот вокруг оси Венера совершает за 243,16 сут (в обратном направлении)¹⁾. Орбита спутника с таким периодом обращения должна была бы находиться вне сферы действия Венеры.

Влияние атмосферы Венеры на продолжительность жизни искусственного спутника характеризуется следующим теоретическим фактом: спутник может продержаться на орбите более года, если начальная высота перицентра не менее 500 км [4.38].

§ 3. Облет Венеры

Сравнительно большая масса Венеры предоставляет различные возможности для пертурбационных маневров.

Существует большой класс траекторий облета Венеры с возвращением к Земле примерно через год. Минимальное расстояние от Венеры может при этом составлять от нескольких сот километров до нескольких десятков тысяч километров [4.8].

По другим данным [4.38] пассивный облет Венеры с возвращением к Земле может продолжаться примерно 2 года и требует на-

¹⁾ Интересно отметить, что в моменты приближения Венеры к Земле на кратчайшее расстояние (один раз за синодический период) эта планета оказывается повернутой к Земле всегда одной и той же стороной. Этот поразительный факт свидетельствует о том, что указанная выше продолжительность одного оборота Венеры вокруг оси обязана своим значением влиянию земного притяжения [4.46]!

чальной скорости, близкой к случаю полета без возвращения. Возвращение же через 300—400 сут возможно, если сообщить космическому аппарату вблизи Венеры (активный облет) импульс менее 0,1 км/с, причем требуемая начальная скорость лишь на 0,2 км/с превышает скорость, необходимую для полета к Венере без возвращения. Скорость входа в атмосферу Земли будет при этом порядка 14—14,8 км/с.

На рис. 145 показана траектория 1—2—3 полета к Марсу с попутным облетом Венеры (в точке 2) [4.47]. (Участок 4—5 представляет собой траекторию возвращения к Земле экспедиции после

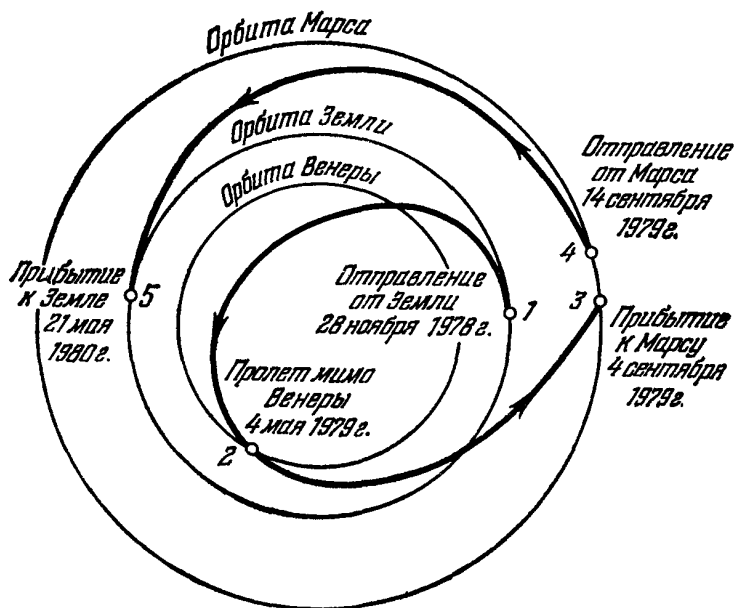


Рис. 145. Полет к Марсу через Венеру [4.46].

10-суточного пребывания на Марсе или на орбите около него.) Подобное использование гравитации Венеры позволяет осуществить полет к Марсу во время неблагоприятного периода при сравнительно скромных энергетических затратах и снизить скорость входа в атмосферу Марса [4.39]. Активный маневр вблизи Венеры еще больше расширяет возможности попутного облета [4.38].

Особый интерес представляет попутный облет Венеры, сопровождающий облет Марса с возвращением к Земле. Он возможен в двух вариантах: Земля — Венера — Марс — Земля и Земля — Марс — Венера — Земля. Любая конфигурация Земли, Венеры и Марса относительно Солнца повторяется примерно через 6,4 года («суммарный синодический период Венеры и Марса»); примерно через такой же промежуток времени повторяется возможность операции двойного облета с возвращением к Земле при малой суммарной характеристической скорости (включаящей в общем случае импульсы активных маневров вблизи Венеры и Марса). Более точно

(с учетом эллиптичности и наклона орбит) ситуация повторяется примерно через 32 года. Двойной облет с возвращением к Земле требует меньшей характеристической скорости, чем прямой (минующий Венеру) облет Марса с возвращением, и приводит к меньшей скорости входа в атмосферу Земли. Благодаря существованию двух вариантов (З—В—М—З и З—М—В—З) он делается возможен примерно через 3,2 года. С учетом прямого облета запуск космического аппарата для облета Марса с возвращением к Земле осуществим практически ежегодно [4.38].

В главе 18 мы коснемся использования поля тяготения Венеры при полетах к Меркурию, а в главе 19 — к Юпитеру. Здесь же заметим, что поле тяготения Венеры может быть использовано для полета в окрестность Солнца. Траектория рассчитывается таким образом, чтобы после пролета Венеры ее перигелий приблизился к Солнцу. Можно так подобрать период обращения после прохождения Венеры, чтобы космический аппарат снова встретил Венеру и в результате перигелий еще больше приблизился к Солнцу. Было рассчитано, что с помощью ракетной системы, состоящей из ракет «Сатурн-1В», «Центавр» и «Першинг», таким путем может быть доставлена полезная нагрузка 272 кг на расстояние 0,1 а. е. от Солнца [4.47].

Многократный облет Венеры — чрезвычайно эффективный метод для исследования Солнца с высоких гелиографических высот. Для этого пролет мимо Венеры должен совершаться в точках, в которых ее орбита пересекает плоскость солнечного экватора. Еще лучше следующий сложный маневр: космический аппарат пролетает мимо Венеры, чтобы затем выйти на высокие гелиографические широты, пролетев сквозь сферу действия Земли. Теперь, разумеется, Земля должна находиться в точке пересечения своей орбиты с плоскостью экватора Солнца, и ее облет должен быть многократным, чтобы наклонение орбиты космического аппарата постепенно увеличивалось. Без Венеры это требует начального выхода на внешнюю эллиптическую орбиту с импульсом скорости в афелии, который бы сделал период обращения равным земному [4.48].

§ 4. Автоматические станции исследуют Венеру

Из 12 приведенных в § 1 благоприятных сезонов, истекших до 1979 г., лишь два (сезоны 1964 и 1977 гг.) не были использованы ни СССР, ни США для полетов к Венере. Перечислим совершенные полеты (подавляющее большинство их — советские).

12 февраля 1961 г. — старт советской станции «Венера-1» массой 643,5 кг (впервые в истории использована промежуточная орбита вокруг Земли). 19—20 мая станция прошла на расстоянии 100 000 км от Венеры.

27 августа 1962 г. — старт американского космического аппарата «Маринер-2» массой 203 кг, который 14 декабря 1962 г. прошел на расстоянии 35 600 км от поверхности Венеры.

12 и 16 ноября 1965 г. — «Венера-2» и «Венера-3». Начальная скорость (после схода с орбиты) — 11,5 км/с. Станция «Венера-2» прошла (по прогнозу) на расстоянии 24 000 км от Венеры, так что ее траектория не нуждалась в коррекции (целью был пролет на расстоянии не более 30 000 км). После двух коррекций «Венера-3» впервые достигла планеты Солнечной системы 1 марта 1966 в 9 ч 56 мин 26 с московского времени (утро на Земле — лучшее время как для наблюдения, так и для радиоприема Венеры).

12 июня 1967 г. — «Венера-4» (масса 1106 кг). Траектория близка к гомановской. Станция вошла со скоростью 10,7 км/с в атмосферу Венеры на ночной стороне. Еще до этого от нее отделился шарообразный спускаемый аппарат (диаметр 1 м, масса 383 кг), покрытый теплозащитным слоем. Он самостоятельно вошел в атмосферу. Максимальная перегрузка достигла 300. При скорости спуска 0,3 км/с раскрылся тормозной парашют, заставивший раскрыться и основной. В течение 93 мин до момента, когда, как предполагают, внешнее давление вдавило крышку приборного отделения, шла радиопередача.

14 июня 1967 г. стартует «Маринер-5». 19 октября 1977 г. он проходит на расстоянии 3970 км от поверхности Венеры.

5 и 10 января 1969 г. — «Венера-5» и «Венера-6» (по 1130 кг). Импульсы схода с околоземных орбит 3,6 км/с. Угол начальной конфигурации примерно 45°. Коррекции 14 и 16 марта соответственно траекторий «Венеры-5» (импульс 9,2 м/с) и «Венеры-6» (37,4 м/с) при ориентациях в обоих случаях по Солнцу и Сириусу обеспечили вход в атмосферу Венеры московским утром 16 и утром 17 мая 1969 г. Спускаемые аппараты (СА) отделились на расстояниях 37 и 25 тыс. км от Венеры и вошли в атмосферу со скоростями 11,18 км/с под углами 62—65°. Расстояние между точками входа 300 км. Парашюты раскрылись при скорости спуска 210 м/с. Связь с СА «Венера-5» продолжалась 53 мин, а с СА «Венера-6» — 51 мин, причем за это время СА прошли 36,7 и 34,2 км.

17 августа 1970 г. — старт «Венеры-7» (масса 1180 кг). Предварительно охлажденный СА вошел в атмосферу Венеры 15 декабря 1970 г. со скоростью 11,5 км/с. Максимальная перегрузка равнялась 350, температура раскаленного слоя вокруг СА — 11 000°. Парашют раскрылся на высоте 60 км при скорости 0,2 км/с (нарочно позже, чем в предыдущих полетах) и давлении 0,7 атм. Через 35 мин 32 с после входа СА спустился на поверхность со скоростью встречи 16,5 м/с в 2000 км от утреннего терминатора. В течение 23 мин после этого принимался ослабленный в 100 раз сигнал. Передавалась информация о температуре. Это была *первая передача с поверхности какой-либо планеты*.

27 марта 1972 г. — старт «Венеры-8» (начальная скорость 11,5 км/с). Вход СА в атмосферу Венеры 22 июля (максимальная перегрузка 335, температура 12000°) Спуск на парашюте, открывшемся при скорости 0,25 км/с, продолжался около часа. После посадки (вблизи терминатора) в течение 50 мин передавались данные об атмосфере и грунте планеты.

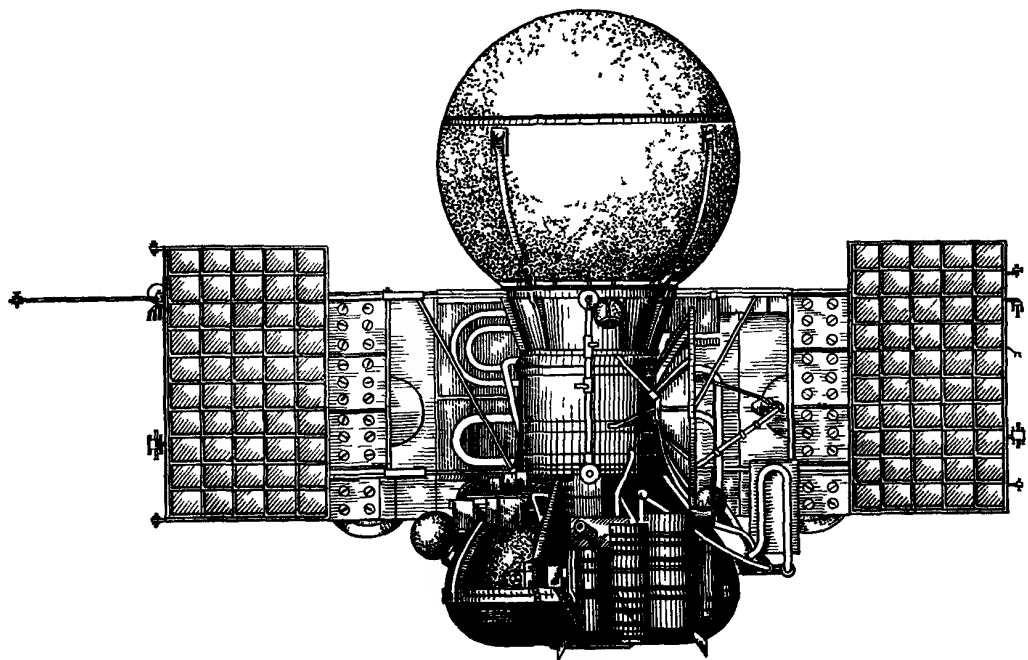


Рис 146 Общий вид станции «Венера-9» («Венера-10») до отделения шарообразного спускаемого аппарата (СА) от орбитального аппарата (ОА)

5 февраля 1974 г. мимо Венеры по пути к Меркурию (см. § 3 гл. 18) пролетел запущенный 3 ноября 1973 г. американский космический аппарат «Маринер-10», который передал тысячи фотографий планеты.

8 и 14 июня 1975 г. к Венере стартовали станции «Венера-9» и «Венера-10» (4936 и 5033 кг) — представители нового поколения автоматических венерианских станций в СССР (рис. 146) [4.49—4.51]. Как траектории перелетов (рис. 147), так и околопланетные операции были рассчитаны таким образом, чтобы в течение не менее 115 мин обеспечивалась ретрансляция на Землю радиосигналов со спускаемого аппарата (СА) через орбитальный аппарат (ОА) каждой станции, причем орбита ОА должна была одновременно отвечать требованиям исследований планеты. Были проведены (для каждой станции) две коррекции, причем первые (11,93 и 14,42 м/с) сделали траектории попадающими, а вторые (13,44 и 9,68 м/с) уточнили места посадок и время входа. За двое суток до подлета к планете, уже в сфере действия Венеры, произошло отделение ОА от СА, причем ОА перешел на пролетную траекторию, огибающую Венеру в направлении, противоположном СА (импульсы увода ОА

для станций «Венера-9, -10» соответственно 247,3 и 242,9 м/с). Непосредственно после прохождения перигентра сообщались тормозные импульсы (922,7 и 976,5 м/с), и ОА обеих станций выходили на орбиты вокруг Венеры высотой 1510÷112 200 км и 1620÷113 900 км, с наклонениями $34^{\circ}10'$ и $29^{\circ}30'$, периодами обращения 48 ч 18 мин и 49 ч 23 мин. Непосредственно после этого каждый ОА оказывался в зоне радиосвязи (рис. 148) своего СА, начавшего передачу уже на этапе парашютного спуска.

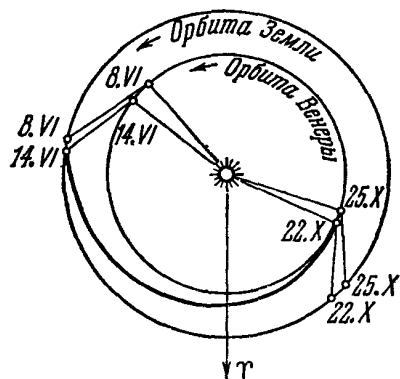


Рис 147. Гелиоцентрические траектории станций «Венера-9» и «Венера-10» [4.49].

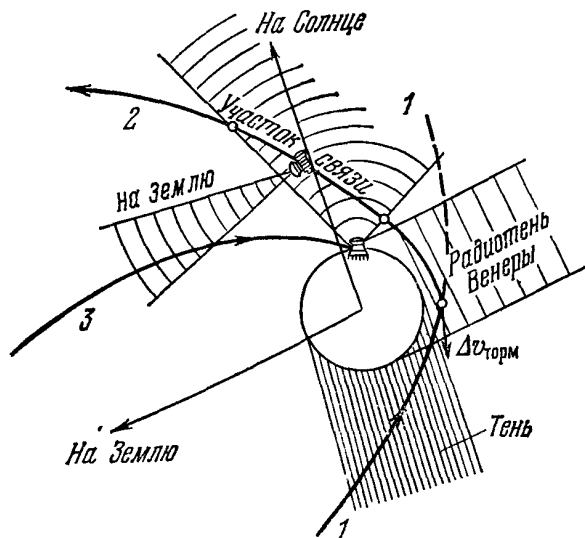


Рис 148. Схема припланетных операций станций «Венера-9» («Венера-10»): 1 — пролетная траектория ОА, 2 — орбита искусственного спутника Венеры, 3 — траектория СА [4.49].

Спускаемые аппараты станций «Венера-9, -10» (1566 кг, рис. 149), предварительно охлажденные до температуры $-8 \div -10^{\circ}\text{C}$, вошли в атмосферу со скоростью 10,7 км/с под углами $20,5^{\circ}$ и $22,5^{\circ}$. Максимальные перегрузки равнялись 136 и 167,5. Атмосферная подушка снижала скорость до 250 м/с, когда на высоте 65 км вступала в действие сложная парашютная система (и одновременно радиокomплекс), которая полностью отбрасывалась на высоте 50 км. При дальнейшем снижении в течение примерно 55 мин действовало жесткое аэродинамическое тормозное устройство (теплозащитная сферическая оболочка диаметром 2,5 м, отбрасывалась еще раньше). Посадочные скорости не превышали 7—9 м/с. Передачи с поверхности (в частности, телепанорам) продолжались в течение 53 и 65 мин, причем бортовые аппаратуры СА нормально функционировали и после выходов ОА из зон радиосвязи. Орбитальные аппараты совершали с орбит фотографирование Венеры, бистатическую радиолокацию поверхности (такую, при которой прямой и отраженный сигналы принимаются на Земле), радиопросвечивание атмосферы Венеры и околосолнечной плазмы.

В сезон 1978 г. к Венере были впервые направлены как советские, так и американские станции.

20 мая 1978 г. ракета «Атлас — Центавр» вывела космический аппарат «Пионер-Венера-1» (560 кг) на траекторию перелета, двигаясь по которой он 4 декабря 1978 г. достиг Венеры и перешел на орбиту ее искусственного спутника с периодом обращения 24 ч и наклонением 115° (высота после коррекции $200 \div 66\,400$ км). «Неестественно» большой межпланетный участок перелета (и «слишком ранняя» дата старта) объясняется тем, что аппарат достиг окрестностей

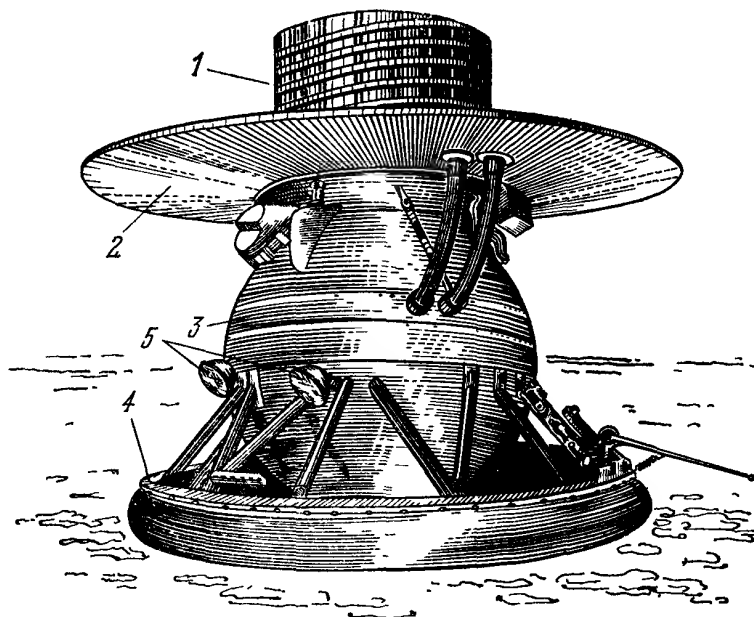


Рис. 149 Спускаемый аппарат станции «Венера-9» («Венера-10»): 1 — спиральная антенна, 2 — аэродинамическое тормозное устройство-щиток, 3 — толстостенный корпус, заключающий приборный контейнер, 4 — эластичное посадочное устройство, 5 — прожекторы для годсветки (не понадобились).

Венеры на второй половине своей гелиоцентрической орбиты — не до, как обычно, а после прохождения перигелия.

8 августа 1978 г. ракетой «Атлас-Центавр» был запущен аппарат «Пионер-Венера-2» (масса 904 кг). За 24 дня до входа в атмосферу Венеры от основного блока аппарата отделился большой зонд (317 кг), а еще через 4 дня — три одинаковых малых зонда (по 27 кг). 9 декабря большой зонд совершил спуск на парашюте, раскрывшемся на высоте 43 км, малые зонды спустились без парашютов примерно на расстоянии 10 000 км друг от друга (вблизи северного полюса, на дневной и на ночной стороне южного полушария). Основной блок через 2 мин после входа в атмосферу вблизи южного полюса сгорел, как и предполагалось заранее, на высоте 120 км. Все пять объектов передавали информацию, причем сигналы от четырех зондов, начавшие поступать за 22 мин до входа, ретранслировались через искусственный спутник Венеры «Пионер-Венера-1» во время прохождения ими атмосферы и даже несколько позже, чего вовсе не ждали (сильные сигналы зонда «День» шли в течение 68 мин после падения). До входа зондов в атмосферу связи с ними не было.

9 сентября 1978 г. начался полет советской станции «Венера-11», а 14 сентября «Венеры-12». 19 декабря, за двое суток до входа в атмосферу Венеры, от станции «Венера-12» был отделен спускаемый аппарат, а станция переведена на пролетную траекторию с перигелием на расстоянии 35 000 км от поверхности Венеры. Аналогичная операция со станцией «Венера-11» была проведена 23 декабря. Спускаемые аппараты станций вошли в атмосферу Венеры и совершили спуски на парашютах 21 и 25 декабря в точках, разделенных 800 км, причем очередность спусков была обратна очередности запусков. СА «Венера-11» вел передачу с поверхности в течение 95 мин, СА «Венера-12» — 110 мин. Основные блоки станций перешли на орбиты искусственных планет и продолжали начатую программу исследований (главным образом изучение гамма-всплесков солнечного и галактического происхождения).

§ 5. Результаты исследований Венеры

Собственное магнитное поле Венеры весьма мало, что полностью соответствует весьма медленному вращению планеты. Это поле обнаруживается на ночной стороне планеты, где в магнитном шлейфе одна связка силовых линий выходит из района севернее экватора, а другая входит в район южнее экватора (они разделены нейтральным слоем). Вблизи планеты шлейф проходит уже внутри тени планеты и как бы опоясывает жидкое ядро планеты. На фоне действия солнечного ветра магнитосфера едва обнаруживается [4.52].

Масса атмосферы Венеры составляет 10^{-4} массы планеты в целом (у Земли в 100 раз меньше). Температура атмосферы у поверхности в среднем 480°C , а давление 93 атм, плотность газа — лишь в 14 раз меньше плотности воды. До высоты 55 км на дневной и ночной стороне температура примерно одинакова. На высоте 40 км давление равно 3,5 атм, а на высоте 51 км — 1 атм. Именно плотность газа, а не какие-либо примеси ограничивают видимость на Венере. Повсюду в атмосфере, кроме чистого приповерхностного слоя толщиной 10 км, наблюдаются весьма разреженные туманы, дымки и облака. В облаках видимость составляет несколько километров. Состоят они в основном из капелек концентрированной серной кислоты, а нижний их слой — из частиц жидкой и твердой серы. Только он по плотности похож на земные облака. На ночной стороне верхний слой облаков на $8\text{—}12^{\circ}\text{C}$ теплее, чем на дневной. Ночная сторона излучает на 17% больше энергии, чем дневная. Облака ночью опускаются на 1—2 км. Зарегистрированы мощные грозовые разряды: 35 разрядов в секунду на одном из участков.

Скорость ветра около поверхности очень мала (порядка 0,5—1 м/с), но выше — увеличивается. Ее максимум — 180 м/с — на высоте 54 км (в середине слоя сернистых облаков).

По составу атмосфера на 98% состоит из углекислого газа, 1—3% азота, есть очень немного водяного пара, окиси углерода, на больших высотах — кислорода, очень небольшие количества гелия, аргона, неона. Замечены также пары соляной, плавиковой и серной кислот. Венера окружена облаком водорода, простирающимся до высоты почти 1000 км.

На Венере имеются обширные равнины со сглаженным рельефом, а также горы и горные хребты с крутыми склонами. Телепано-рамы, переданные станциями «Венера-9, -10», показали камни на крутом склоне горы и плоскую равнину со скальными плитами, что указало на тектоническую активность планеты [4.53—4.56].

Чрезвычайно высокая плотность атмосферы Венеры в свое время заставляла предположить, что линия горизонта на ней весьма далека (ожидалось даже, что луч света может обогнуть всю Венеру, так что «наблюдатель увидит свой затылок»). В действительности из-за сильного нагрева черной, как уголь, поверхности обнаруживается обратный эффект: горизонт очень близок [4.54].

Радиолокационные наблюдения с орбиты позволили обнаружить гигантскую рифтовую долину глубиной в несколько километров, шириной от 240 до 320 км и длиной более 1000 км. По другим сообщениям наблюдался каньон глубиной 6,4 км и длиной 400 км. Обнаружены горные цепи, а также вулканические образования. Высота некоторых гор — до 10 км.

Сообщалось, что американский зонд зарегистрировал с высоты 12 км красноватое свечение поверхностных пород, которое на высоте 10 км стало совершенно красным и делалось все более ярким по мере погружения.

Трудно себе представить более неподходящие для возникновения жизни условия, чем те, которые мы наблюдаем на Венере. Л. В. Ксанфомалити, автор с блеском написанной книги «Планеты, открытые заново» [4.54], впрочем, остроумно замечает, что — не приходится сомневаться, — если бы жизнь на Венере была вдруг обнаружена, тотчас бы нашлось этому теоретическое объяснение. И такое объяснение в книге приводится!..

Глава 18

ПОЛЕТЫ К МЕРКУРИЮ

§ 1. Достижение Меркурия

Полет к Меркурию по гомановской траектории при его среднем расстоянии от Солнца (0,387 а. е.) требует начальной скорости 13,486 км/с и продолжается 105,5 сут. Значительный эксцентриситет орбиты Меркурия приводит к тому, что его расстояние от Солнца колеблется между 0,31 и 0,47 а. е. (46 и 70 млн км). Этот факт, а также наклон орбиты Меркурия (8°) должны учитываться при планировании полетов к Меркурию. Полет к афелию Меркурия, вообще говоря, легче полета к перигелию, если посылается пролетный или ударный зонд.

Средний синодический период Меркурия — менее 4 месяцев. Через такой промежуток времени повторяются условия, благоприятствующие полету к Меркурию. Продолжительность каждого такого сезона (появляющегося трижды в течение года) — не более недели. Наиболее благоприятны сезоны, совпадающие с началом ноября или началом мая, когда Земля находится вблизи линии узлов орбиты Меркурия и угловая дальность полета может быть близка к 180° (причем ноябрьские сезоны особенно выгодны, так как в этом случае точка прибытия к Меркурию находится вблизи его афелия). Один из трех благоприятных сезонов в течение года является именно таким [4.57].

Благоприятные сезоны еще сильнее отличаются друг от друга, чем при полетах к Марсу. Энергетические возможности фактически повторяются не через 4 месяца, а через 13 лет [4.58].

§ 2. Посадка и искусственный спутник Меркурия

При полете по гомановской траектории планетоцентрическая скорость входа космического аппарата в сферу действия Меркурия (ее радиус 112 000 км) равна 9,611 км/с. Скорость падения на по-

верхность планеты 10,509 км/с. Меркурий практически лишен атмосферы. Поэтому всю указанную скорость необходимо погасить с помощью тормозной двигательной установки, как это делалось при посадке на Луну. Суммарная характеристическая скорость для старта с поверхности Земли оказывается равной 26,2 км/с, а для старта с орбиты на высоте 200 км — 16,7 км/с (см. табл. 8). Характеристическая скорость торможения при посадке на Меркурий превышает характеристическую скорость выведения на низкую орбиту спутника Земли, так что тормозная двигательная установка должна быть двух- или трехступенчатой и на нее должна приходиться основная часть массы межпланетной станции. Иначе говоря, на траекторию полета к Меркурию должна быть выведена целая ракета, подобная (хотя и не по своей внешней форме) тем ракетам, которые сейчас выводят спутники на орбиты вокруг Земли. Ракета «Сатурн-5» тут не обеспечит старт с Земли.

Для выхода на низкую круговую орбиту при полете к Меркурию по гомановской траектории необходим тормозной импульс 7,5 км/с. Это дает суммарную характеристическую скорость для всего эксперимента при старте с поверхности Земли 22,6 км/с, при старте с околоземной орбиты 13,06 км/с (см. табл. 11). Фактические значения этих величин должны быть больше на несколько километров в секунду из-за наклона и существенного эксцентриситета орбиты Меркурия.

Причиной высоких энергетических затрат на мягкую посадку и запуск спутника служит не сильное притяжение Меркурия (напротив, оно очень слабо), а большая планетоцентрическая скорость входа в сферу действия, рекордная для Солнечной системы. Эта скорость вблизи перигелия Меркурия заметно меньше, чем вблизи афелия. Суммарные характеристические скорости будут минимальны, если в момент прибытия космического аппарата Меркурий находится вблизи своего восходящего узла, лежащего примерно в 30° от перигелия. Поэтому благоприятные для отлетов с Земли сезоны, приходящиеся на начало мая, особенно выгодны для активных операций вблизи Меркурия.

Стационарный спутник Меркурия не может быть запущен: слишком велик период вращения планеты вокруг оси. Он равен 58,6 сут, что составляет ровно $\frac{2}{3}$ периода обращения вокруг Солнца (88 сут). Меркурий в перигелии обязательно повернут к Солнцу определенным своим полушарием или — через 88 сут — ему противоположным, а в афелии на Солнце смотрит линия разграничения полушарий [4.46] (солнечные сутки на Меркурии равны 176 сут). Один этот факт говорит о крайне неравномерном распределении масс Меркурия. Это должно явиться причиной сильных возмущений орбит спутников. Другая причина — возмущения со стороны Солнца, благодаря которым орбиты с эксцентриситетом больше 0,8 приведут к быстрой гибели спутника [4.58].

§ 3. Полет к Меркурию при попутном облете Венеры

Пертурбационный маневр в сфере действия Венеры может служить естественным способом достижения Меркурия при уменьшенной скорости отлета с Земли. Идея очень проста: пошлем станцию только до Венеры, а дальнейшее предоставим сделать гравитации Венеры. Если и придется сообщить дополни-

тельный импульс вблизи Венеры, то не более 0,1 км/с [4.58]. Поле тяготения Венеры должно уменьшить скорость подлета станции к Венере, чтобы она смогла направиться дальше к центру Солнечной системы. Грубо говоря, участок траектории Венера — Меркурий делается равносильным траектории перелета космического аппарата, посланного к Меркурию жителями Венеры, если бы таковые могли существовать в пекле этой планеты.

Оптимальные траектории Земля — Венера — Меркурий должны начинаться примерно в тот же сезон, что и оптимальные перелеты Земля — Венера (с ошибкой, как правило, в две-три недели). Правда, в некоторых случаях выигрыш в суммарной характеристической

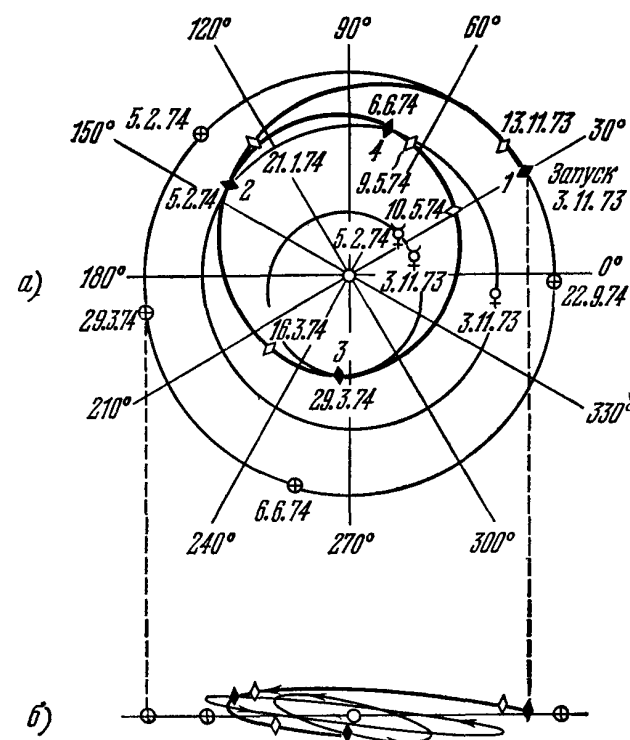


Рис. 150. Траектория космического аппарата «Маринер-10»: а) проекция на плоскость эклиптики, б) вид «сбоку». Ромбики — положения «Маринера-10»: светлые — во время коррекции, 1 — запуск, 2 — пролет Венеры, 3 — встреча с Меркурием вблизи афелия, 4 — заход за Солнце для Земли.

скорости (старт плюс активный маневр у Меркурия, если он нужен) по сравнению с прямым перелетом Земля — Меркурий чересчур мал [4.58]. Как пролет мимо Венеры, так и достижение Меркурия возможны на первых и на вторых полувитках траекторий¹⁾, а также на вторых и более оборотах.

Попутный облет Венеры особенно важен, если ставится задача запуска искусственного спутника Меркурия [4.59] или спуска на его поверхность, так как он позволяет уменьшить планетоцентрическую скорость входа в сферу действия Меркурия благодаря умень-

¹⁾ Вторым полувитком называют вторую половину гелиоцентрической орбиты — после прохождения перигелия.

шению гелиоцентрической скорости, с которой аппарат нагоняет Меркурий.

Первый и единственный до 1979 г. полет к Меркурию был одновременно и первым пертурбационным маневром в гравитационном поле Венеры (рис. 150). Американский космический аппарат «Маринер-10» (масса 525 кг) был запущен 3 ноября 1973 г. с помощью ракеты «Атлас — Центавр» (начальная скорость 11,8 км/с на высоте 200 км). 4 февраля 1974 г. он пролетел с планетоцентрической скоростью 10 км/с на расстоянии 5740 км от Венеры и 29 марта со скоростью 11,1 км/с на расстоянии 720 км от Меркурия. Приращение скорости при облете Венеры составило 4,5 км/с. Отклонение на 1 км от расчетной точки вблизи Венеры грозило отклонением на 1000 км около Меркурия. Производились коррекции до и после облета Венеры. Выход из сферы действия Меркурия был рассчитан так, чтобы аппарат вышел на орбиту искусственной планеты с периодом обращения 176 сут. (двойной период Меркурия). (Практически это была почти та же орбита Венера — Меркурий: слишком слабо поле тяготения Меркурия!) Коррекции 9 и 10 мая 1974 г. обеспечили новую встречу с Меркурием 21 сентября 1974 г. — на расстоянии 48 000 км. 16 марта 1975 г. произошла третья встреча с Меркурием, успевшим после первой встречи 4 раза обойти Солнце. Последующие встречи уже проходили при отсутствии связи со станцией.

§ 4. Полет с солнечно-электрическим двигателем

Поскольку полет к Меркурию сопровождается приближением к Солнцу, можно использовать преобразование солнечной энергии в электрическую для сообщения космическому аппарату малой тяги на межпланетном участке полета. Это позволяет вывести на орбиту спутника Меркурия большее количество научной аппаратуры, чем при импульсном полете, но приводит к увеличению продолжительности перелета.

В ряде работ [4.60—4.62] предлагается упрощенный метод выведения космического аппарата на орбиту спутника Меркурия, при котором исключаются восходящая спираль вблизи Земли и нисходящая около планеты назначения. При старте сообщается скорость, при которой выход из сферы действия Земли осуществляется с геоцентрической скоростью, меньшей, чем при импульсном полете к Меркурию (например, 5 км/с). Управление малой тягой осуществляется таким образом, чтобы к орбите Меркурия космический аппарат подошел с околонулевой скоростью относительно Меркурия. Тогда планетоцентрическое движение в сфере действия Меркурия осуществляется по траектории, близкой к параболе. Тормозной импульс в перицентре этой траектории, переводящий аппарат на круговую орбиту, должен сообщаться термохимическим двигателем и будет равен приблизительно $v_{кр}(\sqrt{2}-1)$. На высоте 500 км это со-

ставит примерно 1 км/с (чуть больше, чем при запуске спутника Луны). Если же ставится задача выведения на сильно вытянутую орбиту спутника, то достаточен совсем слабый импульс (порядка 0,1 км/с) вдали от Меркурия ¹⁾. Аппарат совершит два-три витка вокруг Солнца за 300—400 сут, прежде чем сблизится с Меркурием.

Описанным путем с помощью ракеты-носителя «Титан-3D — Центавр» на орбиту вокруг Меркурия высотой 500 км может быть доставлена полезная нагрузка 270 кг через 300 сут после старта, если удельный импульс одноступенчатой тормозной химической установки равен 300 с, удельный импульс ЭРД 2500 с (при мощности 15 кВт). В случае удельного импульса ЭРД 3500—4000 с той же цели можно достичь с помощью ракеты «Атлас — Центавр». Между тем доставка той же полезной нагрузки при двухступенчатой тормозной химической установке с прежним удельным импульсом потребовала бы ракеты «Инт-20» (первая и третья ступени ракеты «Сатурн-5»).

§ 5. Результаты исследований Меркурия

Меркурий обладает *собственным магнитным полем*, причем ось магнитного диполя составляет с осью вращения планеты угол около 12°. Полярность — такая же, как у Земли. Напряженность поля на полюсах составляет 0,7% напряженности земного магнитного поля. До полета «Маринера-10» господствовала уверенность, что Меркурий собственного магнитного поля не имеет.

Меркурий обладает ничтожной атмосферой, давление которой у поверхности $(1 \div 2) \cdot 10^{-9}$ мбар. В ней зарегистрированы неон, аргон, ксенон, гелий, водород, но не обнаружены ни углекислый газ, ни пары воды. Источники существования такой атмосферы — потоки солнечной плазмы и радиоактивность пород планеты [4.63].

Температура поверхности достигает 345°C, в перигелии в подсолнечной точке даже 420°C, в афелии 290°C. Уже через два часа после захода Солнца температура снижается до —140°C и ночью может опуститься до —180°C [4.64].

Тысячи фотографий Меркурия, на многих из которых различимы детали в 50 м, дают четкое представление о поверхности Меркурия, напоминающей скорее лунную, чем марсианскую. Как и на Луне существуют «материки», покрытые многочисленными, но более мелкими кратерами, бассейнами и т. п. Бассейны на 6—9 км ниже окружающих их валов. На равнинах Меркурия не больше кратеров, чем в лунных «морях». Наблюдаются *эскарпы* — обрывы высотой 2—3 км, которые тянутся на сотни и тысячи километров. Напротив, щелей, подобных лунным, на Меркурии нет, как нет и каньонов

¹⁾ Рассуждения авторов цитированных работ здесь переведены на язык приближенной методики (метод сфер действия), принятой в настоящей книге.

марсианского типа. Высота гор до 4 км. Существуют признаки источников вулканизма. Подобно Луне Меркурий асимметричен: одно его полушарие в основном равнинное, другое — горное [4.63, 4.64]. Поиски спутников у Меркурия результатов не дали.

Дальнейшие планы США, сроки осуществления которых не конкретизированы, связаны с запусками двух спутников Меркурия, доставляемых одним космическим аппаратом, пролетающим мимо Венеры. Один из них выводится на круговую орбиту высотой 105 км, другой — на сильно вытянутую эллиптическую орбиту с перицентром на той же высоте. Первый предназначен для изучения физики и химии планеты, второй — ее магнитосферы, а также солнечного ветра и вообще Солнца.

Глава 19

ПОЛЕТЫ К ЮПИТЕРИАНСКИМ ПЛАНЕТАМ

§ 1. Планеты, совсем не похожие на нашу

Под *юпитерианскими планетами*, или *планетами группы Юпитера*, в отличие от планет земной группы (Меркурий, Венера, Марс) мы будем понимать Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун, имеющие между собой много общего в физическом строении и обладающие некоторыми общими особенностями с точки зрения космодинамики. Мы отнесем к ним с этой последней точки зрения также самую далекую из планет Солнечной системы — Плутон.

Вступая во внешнюю область Солнечной системы, занятую орбитами планет юпитерианской группы, мы оказываемся в области колоссальных расстояний планет от Солнца и от Земли, а также между собой. Теперь радиусы сфер действия планет измеряются десятками миллионов километров, длительности полетов — годами и десятками лет. Мощные атмосферы планет юпитерианской группы в сочетании с сильным тяготением совершенно по-новому ставят вопрос о посадке на планеты. Делается затруднительным выход космических аппаратов на низкие орбиты вокруг планет из-за все того же их мощного тяготения, а зоны высокой радиации, существующие по крайней мере вокруг Юпитера и Сатурна, грозят целостности научной аппаратуры, не говоря уже о жизни человека, даже на пролетных траекториях, если они проходят чересчур близко от планеты.

Но какие странные удивительные планеты! Похожие друг на друга и в то же время столь сильно различающиеся. Сатурн с его знаменитыми удивительными кольцами. Уран с кольцами другого рода, открытыми в 1978 г., движущийся вокруг Солнца почему-то «лежа на боку», спутники которого имеют столь же странно расположенные орбиты. Юпитер с поражающим воображение, постоянно существующим Красным Пятном величиной с Землю, меняющим окраску и отстающим от вращения атмосферы. Что за странные явления в необычных по химическому составу атмосферах этих пла-

нет, согретых не Солнцем, а внутренним жаром их недр, и, если правы оптимисты, какая, быть может, странная жизнь таится в толщах их атмосфер! Множество естественных спутников, из которых отдельные величиной с планету земной группы и которые — о, счастье! — обладают в отличие от своих планет-хозяек твердыми поверхностями (покрытыми льдом — водяным, углекислым, метановым?), на которые можно было бы совершить посадку, а некоторые — сносными для торможения атмосферами.

Среди холодных и темных пространств движутся планеты-левиафаны, окруженные спутниками и роями частиц. Мир фантастики!

Большой эксцентриситет и сильный наклон орбиты Плутона как и его малые размеры, выделяют эту планету и заставляют подозревать в ней или бывшего спутника Нептуна, покинувшего свою планету под действием возмущений со стороны других планет, или представителя занептунного пояса астероидов, нами еще не обнаруженного. В 1978 г. астрономы открыли и у Плутона спутник.

§ 2. Прямые перелеты

Под прямыми полетами мы будем понимать такие полеты, траектории которых на пути к конечной цели не пересекают сфер действия каких-либо промежуточных планет (примером непрямого перелета является уже знакомый нам перелет Земля — Венера — Меркурий, рассмотренный в § 3 гл. 18).

Ознакомление с табл. 6 и 7 (§ 4 гл. 13) поистине навеивает грусть. И дело не в том, что минимальные начальные скорости отлета с Земли довольно велики (в конце концов все они меньше третьей космической скорости, а нам встречались и бóльшие). Пугают очень большие продолжительности полетов.

Гомановский перелет к Юпитеру, начинающийся при скорости 14 км/с, продолжается без трех месяцев 3 года, а параболический более года. Минимальная начальная скорость достижения Сатурна всего лишь на 1 км/с превышает соответствующую величину для Юпитера, но время перелета составляет уже 6 лет. По параболической же траектории Сатурн может быть достигнут за 2,5 года. Все это более или менее терпимо. Однако с остальными планетами группы Юпитера дело обстоит гораздо хуже. Полеты к Урану, Нептуну, Плутону требуют мало отличающихся минимальных скоростей, так как они уже близки к третьей космической. Но продолжительности полетов, как видно из табл. 6 и 7, колоссальны. Полет до Плутона (при его среднем расстоянии) по параболической траектории продолжается более 19 лет! 21 января 1979 г. Плутон, двигаясь по своей достаточно вытянутой орбите, оказался внутри почти круговой орбиты Нептуна и снова окажется дальше от Солнца, чем Нептун, только в марте 1999 г. (он достигнет перигелия в 1989 г), так что по-

лет к Плутону с параболической скоростью, совершенный до конца столетия, должен продолжаться 13 лет. Ниже мы увидим, как можно достичь Плутона за более короткое время. Интересно, что параболический перелет до афелия Плутона, который находится на расстоянии 49,54 а. е. и в котором планета будет в 2113 г., должен продолжаться 27 лет — вдвое дольше, чем до перигелия¹⁾.

Синодический период обращения Юпитера равен 399 сут, т. е. благоприятный сезон наступает каждый год с опозданием немногим больше, чем на месяц, примерно так: август — сентябрь 1977 г., сентябрь — октябрь 1978 г., октябрь — ноябрь 1979 г., ноябрь — декабрь 1980 г., декабрь 1981 г. — январь 1982 г., февраль 1983 г., март 1984 г., апрель 1985 г., май 1986 г., июнь 1987, июль — август 1988 г., сентябрь 1989 г., октябрь 1990 г. Наиболее благоприятные сезоны, которые приходятся на начало января и начало июня, когда Земля находится вблизи линии узлов орбиты Юпитера. При этом январские сезоны особенно удачны, так как в январе Земля находится вблизи своего перигелия, где ее скорость на 1 км/с больше, чем в афелии, проходимом в июне. (Это обстоятельство сказывается сильнее, чем при полетах к Марсу, так как теперь траектория перелета гораздо длиннее.) Старты в январские сезоны сопровождаются наименьшей начальной скоростью из всех возможных (по разным сезонам) начальных скоростей, угловой дальностью, близкой к 180°, наименьшим наклоном траектории перелета, продолжительностью полета порядка 1000 сут.

Синодические периоды остальных планет группы Юпитера немного превышают год (см. табл. 3 в § 1 гл. 13). Сезон, благоприятный для полета к Сатурну, наступает ежегодно с опозданием на две недели. Для Урана, Нептуна и Плутона опоздание наступает на срок от 5 до 1 сут. Космические аппараты к планетам юпитерианской группы можно запускать ежегодно, чтобы в течение долгих томительных лет ждать результатов эксперимента!

Большие дальности перелетов к Юпитеру и следующих за ним планет позволяют предполагать большую чувствительность траекторий к начальным ошибкам. Действительно, отклонение величины начальной скорости при полете к Юпитеру на 1 м/с вызывает отклонение в картинной плоскости для гомановской траектории на 340 000 км, для других траекторий на величину порядка 120 000 км. На среднем участке полета отклонение на 100 000 км, может быть компенсировано импульсом коррекции порядка 3 м/с. Для изменения длительности полета на 12 ч необходим импульс коррекции около 10 м/с [4.65].

¹⁾ Читатель может проделать все вычисления самостоятельно, если воспользуется формулой (12') в § 4 гл. 13 и соотношениями $R_{аф} = a(1 + \varepsilon)$, $R_{пер} = a(1 - \varepsilon)$, где a — среднее расстояние от Солнца, а ε — эксцентриситет орбиты планеты.

§ 3. Полеты к Юпитеру и Сатурну через планеты земной группы

Естественна мысль воспользоваться полем тяготения Марса, чтобы на пути к Юпитеру и Сатурну получить от него дополнительный даровой импульс скорости. К сожалению, точный анализ (учитывающий эксцентриситет и наклон орбиты Марса) [4.66] показывает, что в большинстве случаев слабое поле тяготения Марса при том радиусе Марса, который, увы, реально существует, не может самостоятельно разогнать космический аппарат, вошедший в его сферу действия, чтобы он мог достичь Юпитера; требуется еще сообщить аппарату дополнительный импульс в перигентре пролетной гиперболы с помощью бортового двигателя. В результате для перелетов в период, например, с 1979 по 1990 год суммарная характеристическая скорость (без учета коррекций) оказывается меньше минимальной скорости при прямом перелете в том же году на величину от 0,1 км/с (в 1988 г.) до 0,67 км/с (в 1979 г.), а в двух случаях (1986 и 1990 гг.) она даже больше ее. При этом в сезон максимальной выгоды (1979 г.) продолжительность перелета увеличивается на... 1003 сут (более, чем вдвое) по сравнению с прямым перелетом. Дорогая цена!

Если рассматривать планеты земной группы, то остаются Земля и Венера. (Меркурий приходится отбросить сразу: к нему самому нужно лететь с посторонней помощью ...) Как это ни удивительно, с помощью Венеры возможен разгон в сфере действия Земли [4,67, 4.68]. Рассмотрим пример. Космический аппарат направляется внутрь орбиты Земли, двигаясь по эллиптической орбите с периодом обращения 250 сут, пересекающей орбиту Венеры. Через $1\frac{3}{4}$ оборота вокруг Солнца, аппарат встречает Венеру, которую огибает на определенном расстоянии с ночной стороны и, получив от нее дополнительный импульс, переходит на эллиптическую орбиту с афелием за орбитой Марса. Пройдя афелий, он приближается к Земле, огибая ее с дневной стороны как можно ближе к ней, и получает от ее гравитации дополнительный импульс 2 км/с, что позволяет ему достичь Сатурна. На рис. 151 показана соответствующая траектория в случае старта в 1986 г. с «энергией запуска» $22 \text{ км}^2/\text{с}^2$ [4.68], т. е. с начальной скоростью (у поверхности Земли), равной $\sqrt{22 + 11,186^2} = 12,1 \text{ км/с}$. Возможны различные варианты: разные начальные скорости, разные числа оборотов вокруг Солнца до проле-

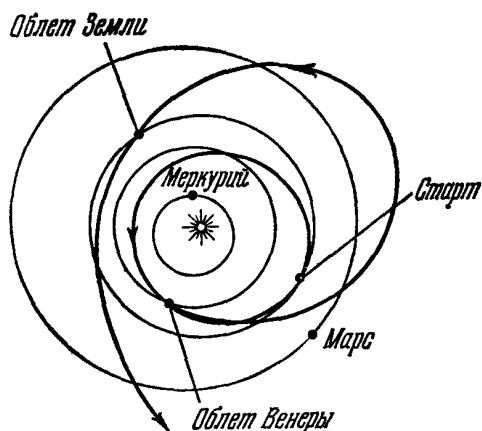


Рис. 151. Разгон в сфере действия Земли после попутного облета Венеры на пути к Юпитеру и Сатурну.

та Венеры, разные расстояния от Венеры, разные точки встречи с Землей и т.д. Юпитер может быть почти достигнут при «энергии запуска» $10 \div 20 \text{ км}^2/\text{с}^2$ (начальная скорость $11,6 \div 12,0 \text{ км/с}$). Достаточно небольшого реактивного импульса в перигеии облетной гиперболы у Земли, и Юпитер достигнут. Выигрыш по сравнению с прямыми путями к Юпитеру и Сатурну столь велик (примерно 2 и 3 км/с), что позволяет доставить к этим планетам вдвое большую полезную

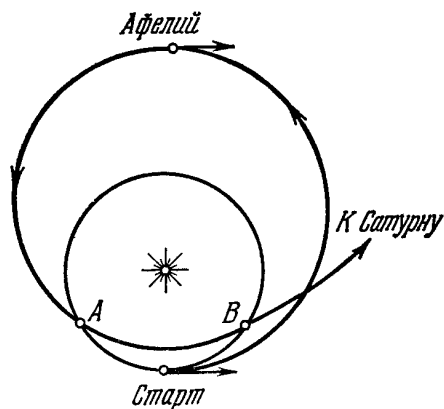


Рис 152. Разгон в сфере действия Земли после маневра в поясе астероидов на пути к планетам группы Юпитера.

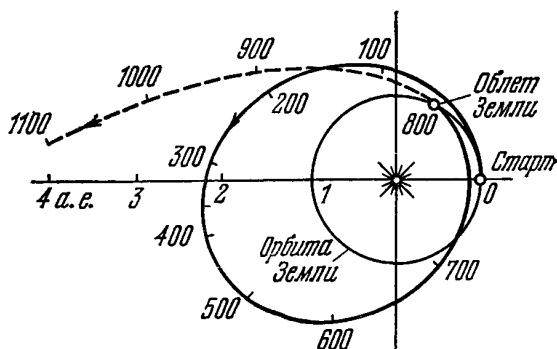


Рис. 153. Разгон в сфере действия Земли после маневра с помощью солнечной электроракетной двигательной установки на пути к планетам группы Юпитера (пунктир — пассивный полет, числа на траектории указывают число суток после старта).

нагрузку [4.67]. Цена, которая за это платится,— два года «беспольного» движения вокруг Солнца до пролета мимо Земли.

На разгоне в сфере действия Земли основаны еще две идеи.

Космический аппарат направляется на эллиптическую орбиту с афелием, расположенным где-то за Марсом, в поясе астероидов (рис. 152). В афелии он получает такой тормозной импульс от бортового двигателя, чтобы встретить Землю в точке A или B и разгоняется Землей, облетая ее с дневной стороны в точке A или с ночной в точке B (как можно ближе к поверхности). Таким образом может быть достигнут Сатурн, несмотря на то, что суммарная характеристическая скорость будет меньше начальной скорости, нужной для прямого полета к Юпитеру, и даже Уран [4.70]. Правда, полет от Земли до Земли продолжается 2—3 года [4.68, 4.69], но, в отличие от предыдущего случая, он может начаться, как и прямой полет, один раз в год.

Наконец, для той же цели предварительного ухода в пояс астероидов и последующего возвращения к Земле может успешно служить бортовая солнечная электроракетная двигательная установка, которая увеличивает скорость входа в сферу действия Земли, причем перестает действовать после облета Земли (рис. 153). Про-

должительность перелета до планет группы Юпитера (при одинаковых полезных нагрузках) сокращается. Уран может быть достигнут за 8,25 года [4.70].

§ 4. Пертурбационные маневры в сферах действия планет группы Юпитера

Как видно из табл. 10 в § 6 гл. 13, планеты группы Юпитера (Плутон не в счет) обещают наибольший эффект при их использовании для пертурбационных маневров. В особенности это касается Юпитера, во вторую очередь — Сатурна. Кольцо Сатурна в принципе не препятствует близкому (наиболее эффективному) облету его, так как космический корабль может проскользнуть в щель шириной 12 000 км между внутренним краем кольца и плотными слоями атмосферы: предполагается, что эта щель свободна от твердых частиц, которые погибли, заторможенные разреженной атмосферой. Но такой маневр требует весьма большой точности навигации. Что касается наружного края кольца, то нет уверенности, что он не находится дальше известного сейчас края (радиуса более 2,3 экваториального радиуса Сатурна).

Рассмотрим несколько характерных операций. Начнем с той, которая уже используется на практике.

Земля — Юпитер — Сатурн. Старт для ускоренного перелета возможен ежегодно во время сезона продолжительностью примерно в месяц в течение четырех лет, причем этот период повторяется через 20 лет. Один из таких периодов с 1976 по 1979 гг. Начальная скорость при этом примерно равна минимальной скорости достижения Сатурна прямым путем, но все путешествие продолжается не 6 лет, а в 1,5—2 раза меньше, благодаря ускоряющему импульсу, сообщаемому Юпитером, причем путь до Юпитера проходит примерно за 500—600 сут. Расстояние от Юпитера при пролете равно нескольким радиусам планеты [4.38, 4.71, 4.72]. Мы познакомимся более подробно с этой операцией, когда будет рассказываться о полетах американских космических аппаратов «Вояджер-1» и «Вояджер-2».

Если не ставится задача ускоренного достижения Сатурна, то полет к нему через Юпитер возможен и при скорости, равной минимальной скорости достижения Юпитера [4.71]. Примером такого перелета может служить полет аппарата «Пионер-11», о котором будет также рассказано в § 11.

Интересны две следующие возвратные траектории.

Земля — Юпитер — Сатурн — Земля [4.73]. Благоприятные возможности для такой операции предоставляются ежегодно с 1977 по 1983 г. и затем с 1996 по 1999 г. (сезоны разделены синодическим периодом Юпитера — 399 сут), причем скорость входа в земную атмосферу во всех случаях менее 20 км/с (на высоте перигея 111 км), а энергия запуска менее $130 \text{ км}^2/\text{с}^2$ (т. е. начальная ско-

рость v_0^* у поверхности Земли меньше 15,97 км/с), за исключением полета, начинающегося в феврале 1983 г., когда она равна 146,7 км²/с² ($v_0^*=16,49$ км/с). Если траектория пролета Сатурна проходит через щель между его кольцом и поверхностью планеты, то продолжительность всей операции уменьшается по сравнению с траекторией, проходящей снаружи кольца при старте в тот же сезон. При старте в 1979 г. разница составляет $3299,8 - 2527,2 = 772,6$ сут, т. е. более 2 лет. Минимальная продолжительность (старт 8 июля 1999 г.) — 2148,2 сут (около 6 лет), максимальная (старт 8 января 1989 г.) — 3654,0 сут (10 лет).

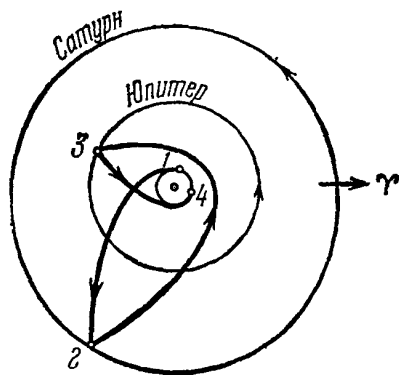


Рис. 154. Возвращение на Землю после облета Сатурна и Юпитера [4.73]: 1 — старт 16 декабря 1981 г., 2 — пролет Сатурна 23 января 1986 г., 3 — пролет Юпитера 14 декабря 1991 г., 4 — возвращение на Землю 1 сентября 1993 г.

Земля — Сатурн — Юпитер — Земля [4.73]. Благоприятные сезоны, разделенные синодическим периодом Сатурна (378 сут), существуют с 1979 по 1984 и с 1997 по 1999 гг. Все траектории, кроме соответствующей старту в октябре 1979 г. с облетом Сатурна внутри кольца, требуют энергии запуска менее 130 км²/с². Продолжительности полетов: максимальная (старт 27 декабря

1982 г.) — 4303,9 сут (около 12 лет), минимальная (старт 14 июня 1997 г., пролет внутри кольца) — 3831,4 сут (10,5 года). Показанная на рис. 154 траектория соответствует энергии запуска 125,4 км²/с² ($v_0^*=15,83$ км/с), пролету Сатурна на расстоянии 3,25 и Юпитера на расстоянии 1,38 радиуса соответствующей планеты от ее центра.

В следующих трех вариантах Юпитер используется для достижения остальных планет группы Юпитера.

Земля — Юпитер — Уран. Такие полеты возможны ежегодно с 1978 по 1980 гг. [4.38]; наиболее приемлемые — в 1978 и 1979 гг. [4.74]. Конфигурация планет относительно Солнца повторяется через 14 лет. При скорости 7,9 км/с схода с орбиты высотой 200 км полет до Урана продолжается 5,04 года [4.74].

Земля — Юпитер — Нептун [4.38, 4.71, 4.74]. Полеты возможны с 1977 по 1985 гг., наиболее приемлемые в 1979 и 1980 гг. Повторение конфигурации через 13 лет. При скорости схода с орбиты 8,2 км/с полет продолжается 7,56 года. При той же начальной скорости полет до Нептуна по гомановской траектории длится около 31 года (табл. 6 в § 4).

Траектории полетов к Сатурну, или Урану, или Нептуну через Юпитер наименее чувствительны к начальным ошибкам в сезон 1979 г.

Земля — Юпитер — Плутон [4.38, 4.47, 4.74]. Повторение конфигурации через 12 лет. Плутон достигается через 8,93 года

при скорости схода с орбиты 9,0 км/с. Старты возможны в 1977 и 1978 гг.

В следующих двух типах траекторий Сатурн помогает самостоятельно достичь следующих за ним планет.

Земля — Сатурн — Уран [4.71]. Полеты возможны в 1979—1985 гг.

Земля — Сатурн — Нептун [4.71]. Полеты возможны в 1977—1985 гг.

Описанный ниже тип траекторий, вероятно, уже знаком читателю по публикациям во многих популярных изданиях. Он является развитием «ускоренной» траектории Земля — Юпитер — Сатурн.

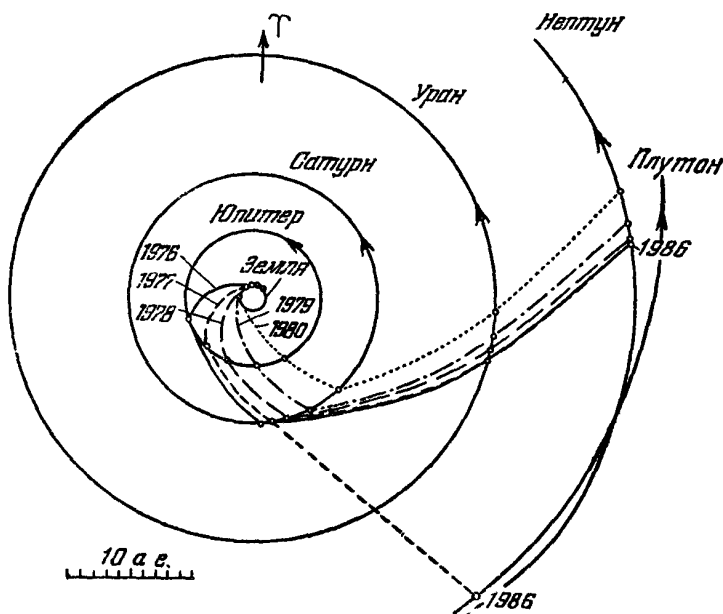


Рис. 155. Траектории полетов «Гранд тур» (старты в 1976—1980 гг.) и Земля — Юпитер — Плутон (старт в 1977 г.).

Земля — Юпитер — Сатурн — Уран — Нептун [4.47, 4.74—4.76]. Такой полет получил в литературе название «Гранд тур» (Grand Tour — Великое путешествие). На рис. 155 показаны пять траекторий типа «Гранд тур», соответствующих стартам в 1976—1980 гг. во время ежегодных примерно трехнедельных окон запуска. Эти траектории в начале пути, на участке Земля — Юпитер — Сатурн, соответствуют рассмотренной выше «ускоренной» траектории. Следующий подобный полет можно начать лишь в 2154 г. Начало и конец периода 1976—1980 гг. определяются взаимным расположением Юпитера и Сатурна. Старт 14 сентября 1977 г. с энергией $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$ обеспечил бы достижение Нептуна за 9,2 года [4.75]. Юпитер был бы пройден 20 января 1979 г. на расстоянии 4,0 радиуса планеты от ее центра; Сатурн — 3 сентября 1980 г. на расстоянии 1,1 радиуса (т. е. внутри кольца); Уран — 1 февраля 1984 г. на расстоянии 1,9 радиуса планеты от ее центра; Нептун — 8 но-

ября 1986 г. Перелет до Нептуна продолжается дольше (примерно 11 лет), если пролет Сатурна осуществляется вне его кольца. Во всех случаях гелиоцентрические участки Сатурн — Уран и Уран — Нептун являются резко гиперболическими. После же пролета Нептуна гелиоцентрическая скорость превышает местную параболическую относительно Солнца в несколько раз, и космический зонд стремительно направляется к окраинам Солнечной системы.

Возможны упрощенные варианты «Великого путешествия».

Земля — Сатурн — Уран — Нептун [4.75]. Полеты возможны в течение нескольких лет после 1980 г. Они требуют начальной скорости, превышающей третью космическую (энергия запуска более $150 \text{ км}^2/\text{с}^2$).

Земля — Юпитер — Уран — Нептун [4.38, 4.76]. Благоприятны 1978—1980 гг. Следующий такой период — 2155 и 2156 гг. При старте 6 ноября 1979 г. с энергией $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$ через 9,1 года, 28 ноября 1988 г., был бы достигнут Нептун.

Земля — Юпитер — Сатурн — Плутон [4.38, 4.76]. Благоприятны 1977 и 1978 гг. Следующий период — 2076 и 2077 гг. Маневр в гравитационном поле Сатурна теперь должен обеспечивать иное, нежели раньше, направление гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Сатурна. При старте 4 сентября 1977 г. с энергией $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$ Плутон достигается через 8,5 года — 9 марта 1986 г., из которых 5,5 года уходит на почти прямолинейный участок (см. рис. 155) Сатурн — Плутон (в параболическом полете такой путь был бы пройден за 10 лет; это видно из табл. 7 в § 4 гл. 13, если учесть, что в 1986 г. Плутон будет находиться примерно на расстоянии Нептуна от Солнца).

Разумеется, многопланетные траектории, да еще столь длинные, как описанные, весьма чувствительны к малейшим отклонениям от расчетных характеристик при пролетах планет. Отсюда вытекают высокие требования к бортовым навигационным системам. Должно быть учтено также влияние притяжения четырех больших («галилеевых») спутников Юпитера — Ио, Европы, Ганимеда, Каллисто [4.38].

§ 5. Через Юпитер — к Солнцу и подальше от плоскости эклиптики

С помощью Юпитера можно достичь близких окрестностей Солнца при малых энергетических затратах и за приемлемое время — в отличие от прямого полета к Солнцу и перехода через бесконечность (§ 5 гл. 15). При этом за один полет объектами исследования становятся два самых крупных тела Солнечной системы.

На рис. 156 представлена траектория облета Юпитера, требующая начальной характеристической скорости $16,5 \text{ км/с}$ (включая потери $1,22 \text{ км/с}$). Пройдя на расстоянии $5,3$ радиуса Юпитера от

Можно поставить задачу выхода из сферы действия Юпитера в плоскости, перпендикулярной к плоскости эклиптики, и последующего пролета на заданном расстоянии от Солнца [4.78]. Чем теснее при этом сближение с Солнцем, тем меньше удастся удалиться от плоскости эклиптики, но и тем меньше необходимая скорость отлета. Так, при старте в июне 1975 г. при заданном перигелийном расстоянии 0,05 а. е. максимальное удаление от эклиптики в северном направлении составляло бы 0,45 а. е. и требовало геоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли 11,06 км/с, в южном — 0,54 а. е. и 11,09 км/с. Соответствующие данные для перигелийного расстояния 0,2 а. е.: 0,95 а. е. и 11,16 км/с; 1,03 а. е. и 11,22 км/с. Указанные скорости примерно соответствуют минимальной скорости достижения Урана (см. табл. 6 в § 4 гл.13). Маневр обеспечивается пролетом на расстоянии 460÷510 тыс. км от центра Юпитера. Сближение с Солнцем происходит через 3,2÷÷3,3 года после старта [4.78]. Близкая к рассчитанной ситуация будет в июне 1987 г.

Однако большего эффекта при тех же скоростях отлета с Земли можно достичь, если не стремиться повернуть в результате облета Юпитера плоскость движения непременно на 90°, а постараться максимизировать только перпендикулярную к плоскости эклиптики составляющую гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Юпитера. Таким путем можно увеличить отклонение от плоскости эклиптики примерно на 6 а. е. [4. 47].

По проекту ISPM специалисты США и западноевропейского космического агентства должны создать два космических аппарата для исследования Солнца, которые будут запущены в феврале 1983 г. с помощью одной ступени IUS, стартующей с борта МТКК «Шатл». В мае 1984 г. они пролетят около Юпитера и после выхода из его сферы действия направятся к Солнцу по траекториям, лежащим в плоскостях, наклоненных к плоскости эклиптики под углами, близкими к 90°. Аппараты достигнут своих перигелиев одновременно в марте 1987 г., причем расстояния от Солнца будут несколько более 1 а. е. (Flight International, 1979, v. 115, № 3656).

Сравнительно сильно была отклонена от плоскости эклиптики траектория космического аппарата «Пионер-11», после того как он пролетел мимо Юпитера.

§ 6. Искусственный спутник Юпитера

В случае, если намечается выведение космического аппарата на орбиту искусственного спутника Юпитера, соображения энергетического характера естественно требуют, чтобы его орбита перелета к планете была возможно ближе к гомановской. Поэтому в опубликованных планах, о которых дальше будет рассказываться, всюду фигурирует сезон декабрь 1981 г.— январь 1982 г. как наиболее

подходящий для старта, с прибытием к планете в конце 1984 — начале 1985 гг.

Тормозной импульс, который нужно сообщить космическому аппарату для выхода на низкую орбиту спутника Юпитера, при гомановском перелете равен 18 км/с. Суммарная характеристическая скорость при старте с низкой околоземной орбиты равна 24 км/с (табл. 11 в § 7 гл. 13). При скорости истечения $w=4$ км/с и при $s=15$ для случая трех ступеней $P=2511$; при четырех ступенях $P=1266$ (см. табл. 16 Приложения II). Даже при полезной нагрузке $m=0,2$ т начальная масса четырехступенчатого аппарата должна превышать 250 т, т. е. его монтаж требует запуска двух-трех «Сатурнов-5».

В будущем, когда станут известны все данные об атмосфере Юпитера и будет осуществим весьма точный вход в нее, удастся, быть может, воспользоваться аэродинамическим торможением в атмосфере. При этом после выхода из атмосферы еще понадобится дополнительный ракетный импульс, и суммарная характеристическая скорость для всего эксперимента, вероятно, превзойдет третью космическую скорость. В § 7 гл. 13 уже говорилось о возможности использования метода тормозных эллипсов для запуска искусственного спутника Юпитера.

На практике в ближайшем будущем будут использоваться не круговые, а сильно вытянутые эллиптические орбиты. Скорость в перицентре планетоцентрической гиперболы превосходит скорость освобождения у поверхности Юпитера на малую величину. В случае перелета к Юпитеру по гомановской траектории скорость в перицентре планетоцентрической гиперболы, проходящей у верхней границы облаков, равняется 60,693 км/с. При тормозном импульсе 0,5 км/с в этом перицентре космический аппарат перешел бы на эллиптическую орбиту с большой полуосью 4 454 600 км (расчет по формуле (4) в § 5 гл. 2) и соответственно апоцентрическим расстоянием 8 839 700 км = 127,4 r^* , где $r^*=69 400$ км — средний радиус Юпитера; ее период обращения — 60,7 сут (расчет по формуле (5) в § 5 гл. 2). При тормозном импульсе 1 км/с: апоцентрическое расстояние 2 797 800 км = 40,3 r^* , период обращения 11,1 сут. (В цитируемых ниже работах размеры орбит определяются обычно в экваториальных радиусах Юпитера.)

Но низкие перицентры, даже значительно более высокие, чем наш, находящийся на нулевой высоте над поверхностью, не рекомендуются из-за опасности пояса радиации. В качестве минимального называется радиус перицентра, равный $9r^*$, т. е. 625 000 км [4.79]. Однако допускается однократный пролет на более близком от Юпитера расстоянии, если затем с помощью разгонного импульса в апоцентре перицентр будет поднят выше. Например, предлагается сначала направить аппарат по планетоцентрической гиперболе с радиусом перицентра $r_n=1,8r^*$, в перицентре сообщить тормозной импульс 863 м/с, переводящий аппарат на орбиту с апоцентром радиуса

150 r^* , а в апоцентре добавить разгонный импульс 900 м/с и тем поднять перицентр до радиуса $14r^*$, обеспечив движение по орбите $14r^* \div 150 r^*$ с периодом обращения 81,5 сут [4.80]. Предполагается, что один разведывательный «нырок» в «горячую» зону, опасную для аппаратуры космического аппарата, беды не принесет.

Может показаться, что подобные орбиты, на которых аппарат по месяцу и дольше будет находиться на расстояниях от Юпитера, превышающих 5 млн. км, не очень удобны для исследований, но скоро мы убедимся, что это совсем не так.

До 1979 г. были открыты 13 естественных спутников Юпитера (14-й был потерян астрономами вскоре после открытия, и орбита его осталась неизвестной: открытие было под сомнением). Пять из них — самые близкие к Юпитеру — лежат почти в плоскости экватора и обладают почти круговыми орбитами. Из их числа четыре, открытые Галилеем, имеют наибольшие размеры и массы. Приводим большие полуоси их орбит, периоды обращения, гравитационные параметры и средние радиусы: Ио — 5,95 r^* (r^* — радиус Юпитера), 1,769 сут, 5960 км³/с², 1820 км; Европа — 9,47 r^* , 3,551 сут, 3240 км³/с², 1500 км; Ганимед — 15,1 r^* , 7,155 сут, 9,930 км⁴/с², 2635 км; Каллисто — 26,6 r^* , 16,689 сут, 7100 км³/с², 2500 км¹). Как видим, гравитационные параметры у всех галилеевских спутников, кроме Европы, больше лунного, а у Ганимеда и Каллисто радиусы больше радиуса Меркурия. Впрочем, последнее обстоятельство при пертурбационном маневре (а именно им мы и займемся) как раз невыгодно.

Поле тяготения Ио или Ганимеда может быть использовано для маневра, сопровождающего импульс двигателя с целью перевода космического аппарата на сильно вытянутую эллиптическую орбиту вокруг Юпитера. Например, с помощью Ио и реактивного импульса 825 м/с можно получить орбиту $6r^* \div 180 r^*$ (период обращения 106 сут) [4.81], а с помощью Ганимеда и импульса 1740 м/с — 80-суточную орбиту с перицентром 13 r^* (без Ганимеда импульс нужен был бы на 450 м/с больше) [4.79]. Маневры совершаются при пересечении орбиты естественного спутника снаружи внутрь. Радиационная опасность, видимо, делает нецелесообразным использование Ио, не говоря уже о Европе.

Пролет искусственного спутника Юпитера (ИСЮ) мимо естественного спутника (ЕСЮ) может уменьшить или увеличить планетоцентрическую скорость и соответственно уменьшить или увеличить период обращения, изменить наклонение, повернуть линию апсид. Возникает возможность, например, с помощью 20 пролетов мимо Каллисто превратить первоначальную экваториальную сильно вы-

¹) Гравитационные параметры соответствуют решению 16-й Генеральной Ассамблеи МАС [4.2], а остальные данные взяты из статьи: Р у с к о л Е. Л., Система спутников Юпитера. — Земля и Вселенная, 1978, № 4.

тянутую орбиту в круговую радиуса $26 r^*$ и наклонением 60° [4.79]. Когда период обращения ИСЮ делается соизмерим с периодом обращения другого ЕСЮ (не того, который «раскачивает» орбиту), орбиту которого он пересекает, становится возможной его встреча с этим ЕСЮ, и таким образом возможна передача космического аппарата от одного ЕСЮ к другому.

В 1975—1976 гг. в США было рассчитано множество таких траекторий. На рис. 157 приведена одна из них — «орбита-цветок» [4.80] (изображены для ясности лишь отдельные витки). На 1-м витке орбиты ИСЮ находится на расстояниях $5,8 r^* \div 150 r^*$ от центра Юпитера (период 84,7 сут, прохождение через перицентр 27 января 1983 г.), на 43-м витке проходит перицентр в ноябре 1986 г. (ось апсид этого витка направлена на Солнце). На рис. 158,а показана другая орбита ИСЮ; на первых витках — раскачка с помощью Ио (большая начальная орбита уменьшается), далее пролеты над терминаторами сначала Каллисто (в частности, витки 16—18), затем Ганимеда (в их числе витки 45—48), и потом постепенный поворот

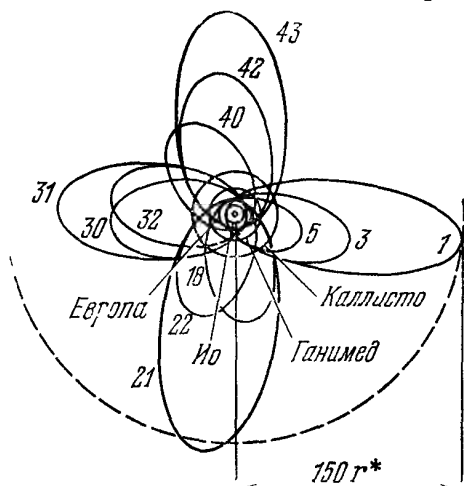


Рис 157. «Орбита-цветок» искусственного спутника Юпитера [4.80]

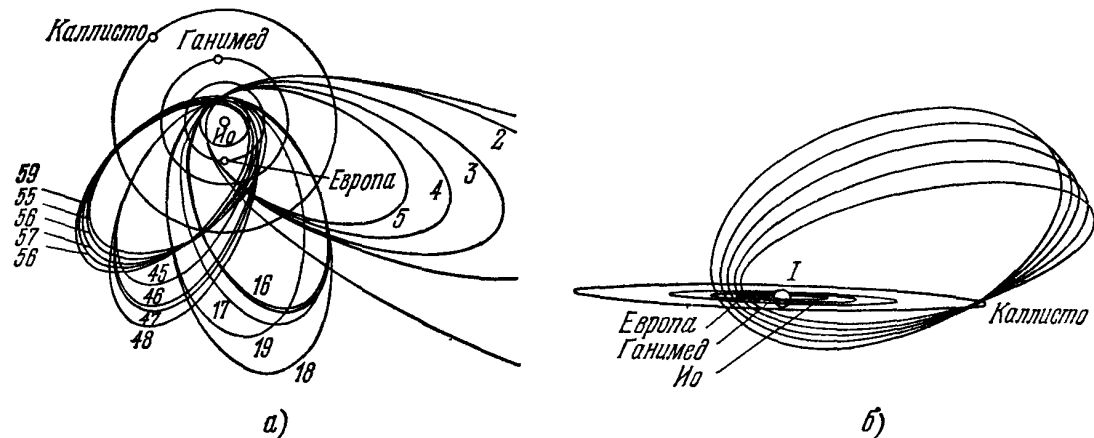


Рис 158 Раскачка и раскрутка орбиты искусственного спутника Юпитера [4.81].

плоскости орбиты с помощью Каллисто. На рис. 158,б мы видим последний этап, как он должен наблюдаться со стороны Земли.

Легко понять, какие перспективы сулят подобные орбиты ИСЮ. При затратах топлива только на коррекцию можно обследовать все галилеевские спутники и другие ЕСЮ, которые можно будет изучать издали, а также планету и ее магнитосферу (особенно важен для последней задачи постепенный поворот линии апсид). Но на-

сколько реальны такие орбиты? Автономная навигация вблизи Юпитера затруднена из-за огромной яркости планеты и больших «видимых» размеров ЕСЮ. Указывается, что из-за неуверенности в расстояниях первый облет будет на расстоянии от поверхности примерно 3000 км, а последующие — $1000 \div 2500$ км [4.80].

Если учесть, что вытянутые орбиты ИСЮ будут испытывать сильные возмущения от Солнца вблизи апоцентра и от сплюснутости Юпитера вблизи перицентра, то с учетом сказанного выше делается ясно, что такие орбиты очень неустойчивы и, при отсутствии управления, вполне возможно непредвиденное столкновение ИСЮ с ЕСЮ. Не подвержены такой опасности лишь круговые орбиты, радиусы которых не менее чем на радиус Юпитера отличаются от радиусов орбит галилеевых спутников, а также две особые орбиты: 1) орбита с радиусом перицентра, равным 3 радиусам Юпитера и наклоном 63° ; 2) орбита выше орбиты Ганимера с периодом, кратным периоду Каллисто, движение по которой происходит так, что ИСЮ находится в перицентре, когда Каллисто — в точности на противоположной стороне Юпитера [4.82]. Очень тесно в системе Юпитера!

Для полноты картины заметим, что орбита стационарного спутника Юпитера должна иметь радиус, равный 2,3 радиуса Юпитера, что опасно, как мы знаем, для аппаратуры. С такого спутника было бы видно лишь 56% поверхности одного полушария Юпитера.

§ 7. Искусственные спутники других планет группы Юпитера

Для запуска спутников Сатурна и следующих за ним планет особенно важно, чтобы траектории перелета с Земли были близки к гомановским. В частности, траектории типа «Гранд тур» нежелательны, так как приводят к большим планетоцентрическим скоростям входа в сферу действия. До 1990 г. наилучшие условия для старта к Сатурну при прямом перелете — в январе 1985 г. (прибытие к Сатурну в сентябре 1990 г.).

Кольца Сатурна запрещают запуск искусственных спутников на орбиты, пролегающие на расстояниях между 0,5 и 1,25 среднего радиуса Сатурна от поверхности планеты. Поэтому неосуществимы орбиты с периодами обращения от 4 до 14 ч. В частности, неосуществима стационарная орбита.

Для пертурбационных маневров, переводящих искусственные спутники с орбиты на орбиту, пригодны только спутник Сатурна Титан и спутник Нептуна Тритон. Их гравитационные параметры соответственно равны 9580 и $14\,000 \text{ км}^3/\text{с}^2$ [4.2], а радиусы примерно 2425 и 2000 км [4.1]. Увы, другие спутники гораздо меньше по массе,

так что в лучшем случае некоторые спутники Сатурна могут лишь слегка направить к Титану искусственный спутник.

Титан, находящийся от Сатурна на среднем расстоянии 20,22 радиуса планеты (1 222 000 км, период обращения 15,945 сут), может быть эффективно использован для пертурбационного маневра. Искусственный спутник Сатурна (ИСС) может быть направлен к Титану с помощью небольшого импульса в апоцентре большой эллиптической орбиты, чтобы затем с помощью активного маневра у Титана уменьшить период обращения и еще сильнее уменьшить его после нескольких облетов. Утверждается, что при очень точном соблюдении условий подлета к Титану, делается реальным перевод космического аппарата с пролетной траектории на орбиту ИСС без какой-либо затраты топлива (кроме как на предварительную коррекцию). Для этого должно быть обеспечено точное время подлета к Титану (можно ошибиться, но именно на 16 сут) [4.68].

§ 8. Посадки на естественные спутники

Очевидно, посадки на естественные спутники будут производиться уже после выхода космического аппарата на орбиту искусственного спутника в плоскости орбиты спутника, т. е. для больших спутников — в экваториальной плоскости. При посадке на такие спутники, вероятно, понадобится реактивное торможение, хотя, по крайней мере, в случае посадки на Титан, возможно, удастся воспользоваться его атмосферой в качестве тормозной подушки. Но ...Титан может оказаться покрытым слоем жидкого метана.

При вычислении затрат характеристической скорости на посадку при реактивном торможении нет нужды одним импульсом выравнивать скорости космического аппарата и спутника (очевидно, на границе сферы действия спутника), а другим снижать скорость падения на спутник. Энергетически более выгодно заменить эти две операции одной. Мы так и поступали, когда рассчитывали скорости сближения с Луной и планетами. (Мы не выводили космический аппарат предварительно на орбиту Луны при достижении границы ее сферы действия и не делали этого, рассматривая полеты на планеты). Если считать, что естественный спутник нужным образом расположен на орбите, направления планетоцентрических скоростей v_a аппарата и $v_{сп}$ спутника на границе его сферы действия совпадают, а также пренебречь гравитационными потерями, то необходимый для торможения импульс найдется по формуле

$$v_r = \sqrt{(v_a - v_{сп})^2 + v_{осв}^{*2}}$$

где $v_{осв}^*$ — скорость освобождения на поверхности спутника.

§ 9. Зондирование атмосфер юпитерианских планет. Посадка на Плутон

Бессмысленно говорить о посадке на Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун, так как эти планеты не имеют поверхности, а видимый край диска планеты представляет фактически границу плотной атмосферы (точнее, даже слоя облаков). Глубины атмосфер, постепенно сгущающихся, точно не известны, но речь идет во всяком случае о тысячах километров.

Скорость входа в атмосферу Юпитера без учета ее вращения составляет: при гомановском перелете 60,7 км/с, при параболическом 62,9 км/с (табл. 8,9). Если вход в атмосферу происходит вблизи экваториальной плоскости Юпитера и притом в направлении его вращения вокруг оси, то относительная скорость входа уменьшается на величину окружной скорости точки на экваторе (12,6 км/с) и составляет примерно 50 км/с.

Скорости входа в атмосферы Сатурна, Урана и Нептуна также мало отличаются от скоростей освобождения (даже при параболических траекториях перелетов).

Погружение в атмосферу Сатурна в экваториальной плоскости в восточном направлении уменьшило бы величины указанных в табл. 8,9 скоростей входа (36,6 и 38,8 км/с) более чем на 25%, так как окружная скорость здесь составляет 10 км/с, однако кольцо Сатурна должно препятствовать по крайней мере полному ее использованию.

Уран движется вокруг Солнца, почти «лежа на боку», наклон экватора к эклиптике 98° — обратное вращение к тому же. Поэтому вход в атмосферу на экваторе Урана никаких выгод не сулит.

В советской работе 1979 г. [4.83] указывается, что по существующим условиям навигационный коридор входа в атмосферу Юпитера имеет ширину $1100 \div 1300$ км. Это значит, что точность попадания по высоте составляет $\pm 550 \div 650$ км. Как показал опыт спусков в атмосфере Венеры, научная аппаратура способна выдержать перегрузки $200 \div 300$ единиц. Баллистический спуск в атмосфере Юпитера трудно осуществим, так как неточность знания нами атмосферы и ошибки навигации могут привести к перегрузке $450 \div 500$. Слишком узок баллистический коридор входа. Использование же аппарата скользящего типа с аэродинамическим качеством 0,3 расширяет коридор входа до 1300 км (предполагается допустимая перегрузка 250), причем имеется в виду возможность управления подъемной силой путем изменения ее знака (см. § 2 гл. 11). Масса теплозащиты должна составлять $35 \div 55\%$ массы зонда.

По американскому проекту «Галилей» в январе 1982 г. должен быть дан старт космическому аппарату с атмосферным зондом в сторону Юпитера. Необходимая начальная скорость будет сообщена с помощью космического буксира IUS, выводимого на около-

земную орбиту самолетом «Шатл». Аппарат, пролетев через 3 месяца после старта Марс, достигнет Юпитера в июле 1985 г. За 100 сут до этого аппарат будет переведен с попадающей траектории на пролетную, отделившийся же до этого неуправляемый зонд массой 250 кг и диаметром 1,3 м войдет в атмосферу под малым углом со скоростью 49 км/с (учтено вращение атмосферы). Зонд будет работать по крайней мере 30 мин после входа, и его сигналы будут ретранслироваться пролетающим над ним аппаратом «Галилей», который к этому времени выйдет на большую эллиптическую орбиту с относительно низким перицентром (радиус 360000 км). (После этого импульс в апоцентре увеличит радиус перицентра до 1 млн. км и начнутся маневры в полях тяготения галилеевских спутников.) Номинально зонд рассчитан на давление 10^6 Па (≈ 10 атм), но, по видимому, сможет передавать информацию и при давлении $4 \cdot 10^6$ Па (40 атм). Спускающийся на парашюте зонд, уже выйдя из строя, в конце концов достигнет уровня, где архимедова выталкивающая сила уравнивает его вес¹⁾).

Как видно из табл 8 и 9, несмотря на то что скорость освобождения на Плутоне значительно меньше, чем на Луне, посадка на его поверхность, вероятно, покрытую метановым льдом, представляет более трудную задачу из-за большой скорости падения, которую нужно погасить реактивным путем.

§ 10. Полеты с малой тягой

Приведем примеры упрощенных и полной схем перелетов при использовании ЭРДУ.

Начнем с наиболее упрощенного (без двух околопланетных спиралей). 5-ступенчатая ракета «Титан — Центавр» выводит из сферы действия Земли со скоростью $v_{\text{вых}} = 7$ км/с аппарат массой 2195 кг. Мощность СЭРДУ 15 кВт, удельный импульс 3000 с. СЭРДУ отделяется после $300 \div 400$ сут работы. Через 840 сут после старта бортовой ЖРД с удельным импульсом 372 с выводит аппарат на орбиту вокруг Юпитера с радиусами перицентра и апоцентра 6 и 37 радиусов Юпитера. Тормозной импульс ЖРД — 2,491 км/с, масса ИСЮ 762 кг [4.84].

Более сложна схема полета в следующем проекте, уже позволяющем осуществить выход на круговую орбиту. Выход из сферы действия Земли осуществляется с помощью ракетной ступени «Центавр», выводимой вместе с космическим аппаратом (общая масса

¹⁾ По измененному плану NASA ИСЮ выводится на орбиту через 2,5 года после запуска в феврале 1984 г. с борта «Шатла», по пути совершается активный пролет Марса (импульс 1 км/с). Зонд же запускается в марте 1984 г. (тоже с «Шатла») и достигает Юпитера через 2,5—3,5 года, отделившись от несущей платформы за 50—150 сут до этого. Платформа ретранслирует сигналы зонда, не выходя на орбиту ИСЮ. (Примечание при корректуре.)

25,5 т) на околоземную орбиту высотой 500 км орбитальным самолетом. Геоцентрическая скорость выхода равна всего лишь $v_{\text{вых}} = 2,9$ км/с. Мощность ЯЭРДУ на входе двигателей равна 120 кВт, удельный импульс ЭРД 5000 с. Весь перелет, начинающийся в 1986 г., продолжается 900 сут: 240 сут разгона, 320 сут пассивного полета, 340 сут торможения перед подлетом к сфере действия Юпитера и спуска по скручивающейся спирали (он продолжается 158 сут) на орбиту радиуса 5,9 среднего радиуса Юпитера, что соответствует радиусу орбиты спутника Ио. Всего за 18000 ч работы ЭРД расходуется 4,2 т ртути [4.85].

А вот пример полной схемы перелета (с двумя околопланетными спиралями). Приводим сравнительно свежий проект [4.86]. Космический аппарат выводится на околоземную орбиту в грузовом отсеке орбитального самолета. Старт с этой орбиты аппарата массой 28600 кг происходит 25 августа 1992 г. Движение по раскручивающейся спирали с помощью ЯЭРДУ происходит в течение 304 сут. Выход из сферы действия Земли 25 июля 1993 г. 20 мая 1997 г. аппарат прибывает в район Юпитера. Масса его полезной нагрузки 10470 кг. Общее время работы ЯЭРДУ до этого 1365 сут. Запас рабочего тела для ЭРД 8380 кг, причем его хватает и для последующих операций в системе Юпитера. После того как с борта аппарата стартует на сильно вытянутую орбиту ИСЮ с помощью ЖРД, сам аппарат с помощью ЭРД спускается по спирали на орбиту на уровне орбиты Каллисто, затем переводится на орбиту вокруг Каллисто высотой 4300 км, откуда на Каллисто сбрасывается посадочный аппарат с тележкой. Если место для посадки будет невозможно выбрать, аппарат перейдет на орбиту вокруг другого спутника Юпитера. Будут сброшены зонды в атмосферу Юпитера и т. д.

Аналогичные планы, на воплощение которых в действительность в США средства еще отнюдь не выделены, существуют и в отношении других планет группы Юпитера.

Возможно использование двигателей малой тяги в сочетании с пролетом планет. Мы уже встретились с таким случаем в § 3. Известен проект [4.87] использования ЭРД на начальном участке перелета типа «Гранд тур» до расстояния 3 а. е. от Солнца, причем этот участок очень напоминает петлю на рис. 153, правда, без пролета мимо Земли (этот маневр не был еще известен автору проекта).

§ 11. Исследования Юпитера и Сатурна

3 марта 1972 г. в США с помощью ракеты «Атлас — Центавр — Бернер-2» был запущен к Юпитеру космический аппарат «Пионер-10» (рис. 159, а) массой около 250 кг. Начальная скорость составила 14,3 км/с. 7 марта, 23 марта и 13 сентября 1972 г. были проведены коррекции траектории. В июле 1972 г. аппарат вошел в пояс астероидов, из которого вышел в середине февраля 1973 г. Войдя с гелио-

центрической скоростью 10,6 км/с в сферу действия Юпитера, он 4 декабря 1973 г. пролетел с планетоцентрической скоростью 36 км/с на минимальном расстоянии 130000 км от края атмосферы Юпитера. Через минуту после этого он прошел на расстоянии

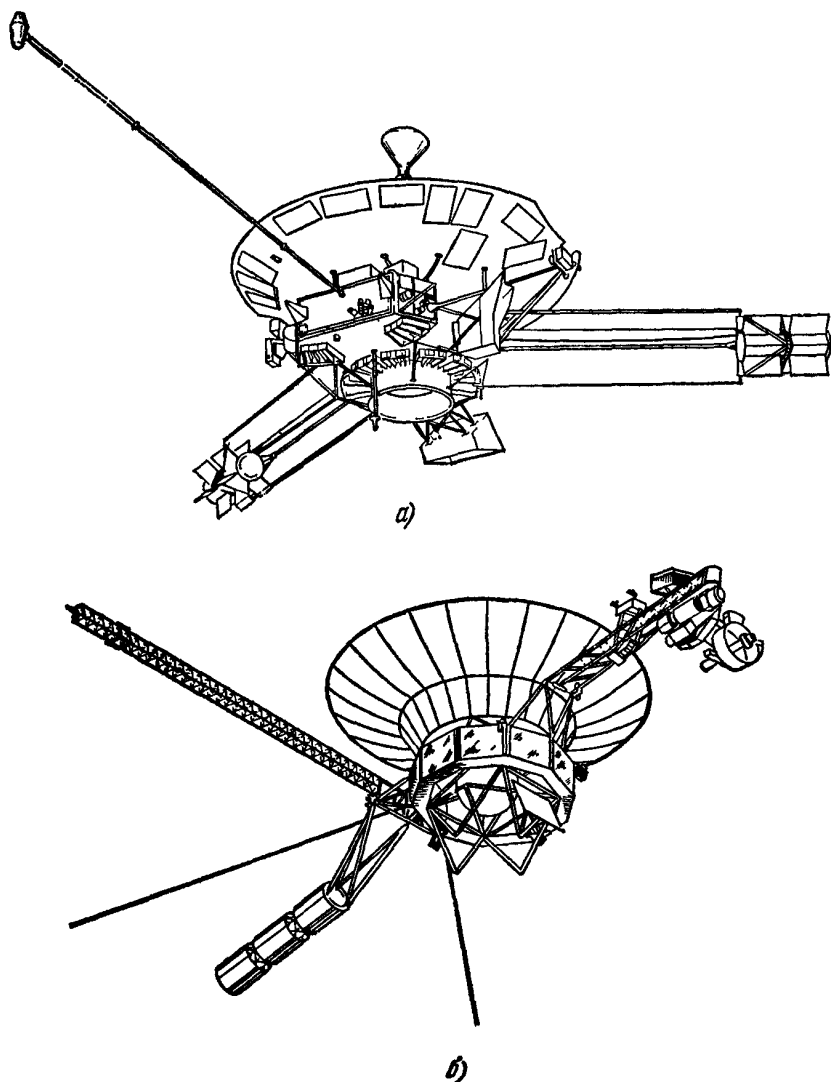


Рис. 159. Космические аппараты «Пионер 10 (11)» (а) и «Вояджер-1 (2)» (б).

18000 км от ближайшего спутника Юпитера — Амальтеи, а еще через 17 мин зашел на 91 с за спутник Ио, и было осуществлено радиопросвечивание его атмосферы. Космический аппарат вышел из сферы действия Юпитера примерно в направлении его орбитального движения с гиперболической гелиоцентрической скоростью 22,1 км/с. Аппарат покинет Солнечную систему с остаточной скоростью на бесконечности $V_{\infty} = 11,3$ км/с, направленной в сторону созвездия Тельца. В 1979 г. он пересек орбиту Урана, а в 1987 г. должен пересечь орбиту Плутона (нигде не встретив планет).

6 апреля 1973 г. на аналогичную гелиоцентрическую траекторию стартовал аппарат «Пионер-11». Запас топлива для коррекции был рассчитан на характеристическую скорость 200 м/с. В апреле 1974 г., когда уже было ясно, что, несмотря на радиацию, можно

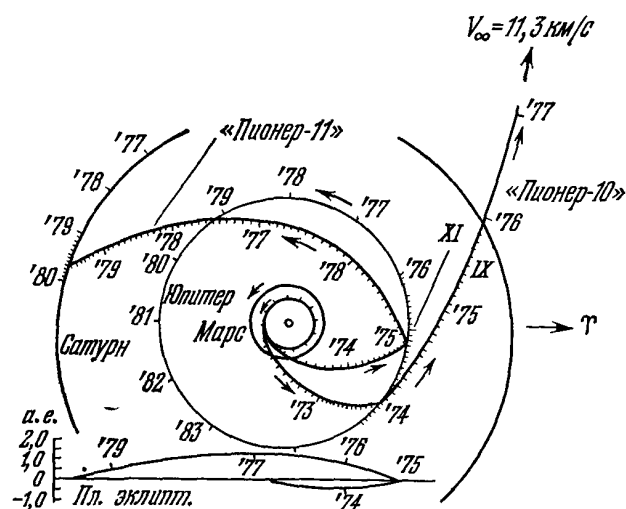


Рис. 160. Траектории космических аппаратов «Пионер-10» и «Пионер-11». Засечки — месячные отметки. Внизу — вид на траекторию «Пионера-11» с «ребра» плоскости эклиптики.

рискнуть совершить пролет Юпитера на более близком расстоянии, чем то, на котором пролетел «Пионер-10», была совершена коррекция траектории. В результате 3 декабря 1974 г. «Пионер-11» пролетел с юга на север с планетоцентрической скоростью 48 км/с на расстоянии 42600 км от границы облаков на Юпитере. Выйдя из сферы действия Юпитера, он направился по гелиоцентрической гиперболической траектории, проекция которой на плоскость эклиптики

проходит вначале внутри орбиты Юпитера (перигелий на расстоянии 4 а. е. от Солнца) и которая поднимается над этой плоскостью, благодаря наклонению 15° , на 165 млн км. При отсутствии коррекции «Пионер-11» прошел бы 3 сентября 1979 г. на расстоянии 1,7 млн. км от Сатурна. В зависимости от условий пролета Сатурна, который в результате последующих коррекций должен был быть гораздо более тесным, рассматривались многочисленные варианты дальнейшего полета, в том числе (в скобках — даты достижения планет) новая встреча с Юпитером (1986); полет Сатурн — Уран (1985) — Нептун (1990); полет Сатурн — Нептун (2019); близкие пролеты 33 различных комет; выход из Солнечной системы в сторону, противоположную выходу «Пионера-10». Малое количество топлива для коррекции (60 м/с) и соображения надежности аппаратуры заставили остановиться на Уране, как дальнейшей цели полета (дата достижения — декабрь 1985 г.). Аппарат пролетел Сатурн фактически 1 сентября 1979 г., через 6 лет и 5 месяцев после старта, пройдя со скоростью 32 км/с на расстоянии 20 000 км от верхней границы облаков. При этом он невредимым дважды пересек невидимую с Земли внешнюю часть кольца Сатурна (до и после прохождения перигентра). На подлете к Сатурну исследовались естественные спутники Сатурна Япет и Янус, а после пролета Сатурна — Диона, Мимас, Тефия, Энцелад, Рея и, наконец, Титан. «Пионер-11» пролетел Титан на расстоянии 355 000 км и направился во внешние области Солнечной системы (Уран как цель дальнейшего полета).

та в сентябре 1979 г. в сообщениях печати и радио уже не упоминался).

20 августа и 5 сентября 1977 г. с помощью ракет-носителей «Титан-3Е — Центавр» (с дополнительной твердотопливной ступенью) были запущены одинаковые космические аппараты «Вояджер-2» и «Вояджер-1» массой 822 кг каждый, причем стартовавший вторым «Вояджер-1», получив большую скорость, должен был первым достичь Юпитера (рис. 159, б).

5 марта 1979 г. «Вояджер-1» пролетел на минимальном расстоянии 278 000 км от Юпитера. За 6 часов до этого он прошел на расстоянии примерно 400 000 км от Амальтеи (здесь и далее указываются кратчайшие расстояния) — ближайшего к Юпитеру спутника (радиус орбиты — 280 000 км). Через 3 ч после прохождения перицентра аппарат пролетел на расстоянии 128 000 км от Ио (южнее ее), через 6 ч, оказавшись примерно в экваториальной плоскости Юпитера, — на расстоянии 712 000 км от Европы, через 14 ч — 114 000 км от Ганимеда, через 29 ч — 125 000 км от Каллисто (над северным полюсом спутника). В ноябре 1980 г. (через 3 года после старта) он пролетит на расстоянии всего лишь 4000 км от Титана — главной цели полета. Будут получены фотографии Титана с разрешением 0,5 км. (По мнению некоторых жизнь на Титане более вероятна, чем на Марсе.) Через 18 ч после этого «Вояджер-1» пролетит на расстоянии 13 000 км от Сатурна, зайдя за его кольца. Затем он уйдет в отдаленные районы Солнечной системы. Близкий пролет Титана требует такого облета Сатурна, при котором достижение Урана оказывается невозможным.

«Вояджер-2» 9 июля 1979 г. пролетел мимо Юпитера на расстоянии 650 000 км от верхней границы облаков. На этот раз пролеты мимо спутников Юпитера начались еще до прохода перицентра и шли в таком порядке: Каллисто, Ганимед, Европа, Амальтея, Ио (последняя — на этапе удаления от Юпитера). При этом Ганимед и Каллисто в моменты приближения «Вояджера-2» были повернуты к нему в основном «тыловыми» полушариями, а не «лицевыми», которые наблюдались «Вояджером-1» при удалении от Юпитера. (Известно, что галилеевские спутники повернуты к Юпитеру одним и тем же, «лицевым», полушарием, как Луна к Земле.) Расстояние от Европы составило 200 000 км, от Ио — немногим более 1 млн. км, причем наблюдения Ио продолжались почти 10 ч. Во время пролета Юпитера в течение 76 мин работали корректирующие двигатели. Если что-либо помешает «Вояджеру-1» исследовать Титан, то эта цель выпадет на долю «Вояджера-2». Если же у «Вояджера-1» все будет в порядке, то «Вояджер-2» после пролета Сатурна 27 августа 1981 г. (расстояние 100 000 км) направится к Урану, пролетев мимо него 31 января 1986 г., чтобы в сентябре 1989 г. достичь Нептуна и осуществить таким образом перелет «Гранд Тур».

§ 12. Результаты исследований в системах Юпитера и Сатурна

Полеты четырех космических аппаратов к далеким планетам уже принесли огромное количество информации, вся ценность которой может быть понята только специалистами-планетологами. Мы ограничимся лишь констатацией некоторых фактов, значение которых ясно и непосвященному.

Прохождения аппаратов по пути к Юпитеру через пояс астероидов показали, что, вопреки опасениям, метеоритная опасность в нем для космических аппаратов не выше, чем вблизи Земли. Не вдаваясь в детали, отметим главное: для космонавтики «астероидного барьера» не существует.

Юпитер оказался, как и можно было ожидать, чрезвычайно динамичной планетой, оказывающей большое влияние на огромную область космического пространства не только в гравитационном, но и в астрофизическом смысле. Гравитационное поле Юпитера совершенно симметрично. Масконов нет и следа. Магнитосфера Юпитера, если бы ее можно было наблюдать с Земли, имела бы на небе размеры Луны. Ее хвост простирается на 700 млн. км, что было обнаружено «Пионером-10», когда он пересекал орбиту Сатурна. Магнитный момент планеты в 20 000 раз больше, чему Земли. Магнитосфера имеет обратную полярность. Структура ее очень сложна. Ось внутренней области атмосферы (диполь), преобладающей на расстоянии от центра Юпитера до 20 его радиусов, наклонена на 9° к оси вращения планеты и смещена от ее центра. Неустойчивая внешняя область, простирающаяся в сторону Солнца примерно на 60 радиусов Юпитера, имеет дискообразную форму (этот тонкий диск приблизительно параллелен экватору). Магнитосфера то сжимается, то вспухает, расширяясь в сторону Солнца на 90 радиусов Юпитера. Поэтому каждый космический аппарат по несколько раз пересекал границу магнитосферы.

Аппаратура «Пионера-11» избежала выхода из строя при прохождении пояса радиации, так как он пересек дискообразную часть магнитосферы на большой скорости в поперечном направлении с юга на север, а вблизи Юпитера проскользнул в просвет между ним и внутренним поясом радиации, занимающим торообразную область между 1,5 и 6 радиусами Юпитера.

Магнитосфера возмущается спутниками Юпитера, которые оставляют в ней кильватерный след, подобно Ганимеду, или собственный, как Ио (см. ниже). Они поглощают часть заряженных частиц из магнитосферы, другие частицы, дрейфуя наружу, совсем покидают магнитосферу. Движение спутников внутри магнитосферы служит причиной интенсивного радиоизлучения.

Юпитер почти целиком состоит из водорода и гелия (его в 3—4 раза меньше водорода) [4.54]. В атмосфере обнаружены также аммиак,

метан и, в меньшем количестве, дейтерий, ацетилен, этилен. Огромные потоки тепла идут изнутри планеты в верхние слои. Атмосфера на глубине нескольких тысяч километров постепенно переходит в океан из смеси жидкого водорода и гелия. На глубине 18 000 км при давлении 10^6 атм водород переходит в металлическое состояние.



Рис. 161. Фотография Юпитера через фиолетовый фильтр с расстояния 6 500 000 км, переданная аппаратом «Вояджер-1». Видны облачные образования и Большое Красное Пятно.

На многочисленных снимках светлоричного Юпитера видны удивительные светлые и темные облачные образования в атмосфере, огромные тысячекилометровые вихри. Вихри расчлняются и снова восстанавливаются. Атмосфера интенсивно перемешивается. Облака состоят из кристаллов и капель аммиака и сернокислого аммония. В просветах между ними видны более глубокие слои.

Медленно дрейфующее на запад *Большое Красное Пятно* величиной с Землю (давно известное земным наблюдателям) за несколько

дней меняет свой цвет от кирпично-красного до светло-желтого. По его периферии движется против часовой стрелки желтое облако. В ту же сторону вращаются облака на фоне Пятна (наблюдались величиной в 30 км), но в центре они спокойны (рис. 161). Пятно — это вихрь, сотни тысяч лет существующий в атмосфере планеты.

Спутник *Амальтея* оказался темно-красным продолговатым телом длиной 225 и шириной 130 км, разумеется, ориентированным на Юпитер. Видны кратеры на его поверхности.

На фотографиях *Ио*, переданных «Вояджером-1», поверхность которой в разных местах темно-красного, желтого и белого цвета, видны широкие сухие равнины, холмы, обрывы, каньоны, возвышенности, впадины. Восемь действующих вулканов (кратер одного из них, возвышающегося на 1600 м, имеет поперечник 50 км) извергают — не непрерывно, а взрывным образом — породы на высоту до 480 км (семь из них действовали и при пролете «Вояджера-2»). Измерены скорости выброса до 0,44 км/с. Видны лавовые области вокруг вулканов. Метеоритные кратеры Ио, по-видимому, засыпаны продуктами извержений и залиты лавой. На поверхности зарегистрированы горячие точки, нагретые до 290 К — на 150 К выше температуры окружающих областей. Считается, что значительная часть Ио расплавлена благодаря нагреву, вызванному приливным трением. Разреженная атмосфера Ио состоит из паров серы и газообразной окиси серы, выделенных вулканами.

Вместе с Ио движется вокруг Юпитера огромное натриевое облако, окружающее этот спутник, величиной почти с Юпитер.

Аппаратура «Вояджера-1» открыла кольцевое *торообразное облако* из горячей плазмы, как бы надетое на орбиту Ио и несколько отклоненное от ее плоскости. Плазма состоит из ионов серы и водорода и является источником интенсивного ультрафиолетового излучения непонятной природы. Ионы серы, выделяемые вулканами Ио, блуждают по магнитным линиям и обнаруживаются повсюду вокруг Юпитера. Они подвергают эрозии поверхности спутников.

Между электрически заряженными частицами серы и Юпитером возникают мощные электрические разряды. Ток в них достигает $5 \cdot 10^6$ А.

Поверхность *Европы*, исследованная в основном «Вояджером-2», оказалась совершенно ровной — наиболее ровной среди поверхностей до сих пор изученных тел Солнечной системы. Кора Европы состоит из льда, а ядро, вероятно, из горных пород. По поверхности тянутся на 5000 км трещины глубиной несколько сот метров и шириной до 50 км.

На *Ганимеде* обнаружены кратеры. Из одного кратера, имеющего диаметр в несколько сот километров, выходят лучи. Замечены яркие пятна, возможно, участки чистого льда. Видны хребты и впадины, возможно также ледяные. Таинственные борозды в раз-

ных направлениях пересекают поверхность. В разреженной атмосфере обнаружены следы воды.

На *Каллисто* кратеров особенно много, но края их как бы размыты. Имеются большие впадины, но нет значительных гор и хребтов. Вокруг центра одной из впадин видно более 10 колец радиусом до 1000 км — как бы замерзших волн, возникших от падения тела на ледяную поверхность.

Считается, что спутники Юпитера более чем наполовину состоят из воды.

И еще одна сенсация. Внутри орбиты Амальтеи находится *кольцо Юпитера* толщиной примерно 0,5 км, внешний край которого находится на расстоянии 55000 км от границы облаков и которое простирается почти до слоя облаков, хотя наиболее плотная часть кольца имеет ширину 6400 км. В отличие от кольца Сатурна кольцо Юпитера состоит не из ледяных тел, а из очень мелких темных частиц. Кольцо было сфотографировано «Вояджером-1» с ребра, но с обеих сторон «Вояджером-2». Столкновение частиц кольца с заряженными частицами вблизи Юпитера должно было бы привести к их спуску в атмосферу Юпитера; поэтому само существование этого образования нуждается в объяснении.

Через 4 месяца после пролета «Вояджера-2» мимо Юпитера анализ фотографий позволил обнаружить *неизвестный ранее 14-й спутник Юпитера*, движущийся, как сообщили газеты, «со скоростью 107 километров в час». Нетрудно убедиться, что таково значение круговой скорости на расстоянии 143 000 км от центра Юпитера, т. е. спутник движется вблизи кромки кольца Юпитера, а это заставляет заподозрить в нем постоянный источник частиц кольца.

В заключение приведем то, что стало известно из сообщений средств массовой информации в сентябре 1979 г. о предварительных результатах исследований в системе Сатурна, переданных на Землю космическим аппаратом «Пионер-11».

Был открыт неизвестный ранее *естественный спутник Сатурна* диаметром 100—300 км, с орбитой, расположенной на расстоянии 90 000 км от поверхности планеты. Пролетевший на расстоянии 2500 км от этого спутника «Пионер-11» испытал на себе его магнитное влияние.

Были обнаружены *два новых внешних кольца планеты*. Ранее были известны три кольца (или, если угодно, три части одного кольца, разделенные щелями). Ледяные частицы кольца, как выяснилось, имеют размер порядка сантиметра, а не представляют собой метровые глыбы. Температура кольца с обеих его сторон оказалась не более 150 К. Радиус одного из новых колец — 600÷900 тыс. км.

Обнаружена *магнитосфера Сатурна*, ось которой совпадает с осью вращения Сатурна. Внутри шаровой области, сечением которой является кольцо Сатурна, отсутствуют заряженные частицы (электроны и протоны). Они захвачены частицами кольца.

На фотографиях Сатурн предстает как желтый шар с голубым участком вокруг северного полюса. Видны лентовидные структуры. Температура верхней атмосферы равна 100 К. Сатурн излучает из глубинных источников больше тепла, чем предполагалось, а именно вдвое больше, чем получает от Солнца. Возможно, он даже обогревает Титан.

На *Титане* обнаружена плотная атмосфера. Видна полярная шапка. В атмосфере заметны красноватые, рыжеватые, желтые прожилки. Вследствие радиопомех не удалось получить данные о температуре Титана. В атмосфере найден метан.

Аппарат «Пионер-11» испытал вблизи кольца Сатурна несколько встреч с микрометеоритами, не причинивших ему вреда.

Дополнение при корректуре. Продолжают поступать сообщения о дальнейшей обработке результатов пролетов Юпитера и Сатурна в 1979 г.

Над невидимой с Земли ночной стороной Юпитера была обнаружена дуга полярного сияния длиной 30 000 км (на высоте 700—2 300 км).

Помимо уже упомянутого спутника Сатурна, открытого с помощью фотополяриметра и названного Скала Пионера, обнаружены по поглощению потока заряженных частиц еще 5 спутников Сатурна на расстояниях от границы облаков 80 600, 81 000, 91 300, 92 000, 109 000 км. Поперечник третьего из них более 170 км (Sky and Telescope, 1979, v. 58, № 6).

Магнитосфера Сатурна по своей структуре более похожа на магнитосферу Земли, чем на магнитосферу Юпитера.

Глава 20

ПОЛЕТЫ К АСТЕРОИДАМ

§ 1. Пролет астероида

Общее количество малых планет, или астероидов, в Солнечной системе оценивается в 150—250 тысяч. На 1 января 1970 г. в астрономических каталогах были зарегистрированы орбиты 1746 астероидов. Можно предполагать, что общая масса всех астероидов не превышает 0,001 массы Земли [4.88].

Астероиды представляют собой небесные тела различных размеров. Самые крупные из астероидов — Церера (770 км в диаметре), Паллада (490 км), Веста (380 км), Юнона (190 км). Самые небольшие из известных астероидов имеют диаметры около 1 км. Меньшие астероиды, по существу, не отличаются от крупных метеорных тел.

подавляющее большинство орбит астероидов располагается между орбитами Марса и Юпитера. Некоторые астероиды, однако, заходят внутрь орбиты Земли и даже Меркурия (Икар — эксцентриситет 0,827, большая полуось 1,078 а. е.), а орбита Гидальго простирается почти до орбиты Сатурна. Многие орбиты очень круто наклонены к плоскости эклиптики (Гидальго — $42,5^\circ$, Бетулия — 52°).

Ожидается, что изучение астероидов, особенно составляющего их вещества, может пролить свет на происхождение Солнечной системы.

Пролеты астероидов отличаются от пролетов больших планет тем, что поле тяготения астероида вовсе не искривляет траекторию космического аппарата или искривляет ее очень слабо и лишь вблизи астероида. Большое число астероидов позволяет рассчитывать на возможность пролета нескольких из них одним космическим аппаратом.

Полет ко многим астероидам должен происходить по траекториям, сильно наклоненным к эклиптике, что снижает величину полезной нагрузки. Поэтому часто рассматривается использование солнечных ЭРДУ для полетов к астероидам [4.62, 4.89—4.91], в частности вместе с пролетом мимо Земли [4.70] (см. § 3 гл. 19). Это

позволяет, кстати, в широких пределах варьировать время запуска. Когда цель эксперимента — простой пролет, ЭРДУ может работать только на какой-то начальной части пути, продолжая разгон, начатый химической ракетой-носителем.

§ 2. Встреча с астероидом

Здесь слово «встреча» употребляется в смысле § 6 гл. 5: уравнивание скоростей космического аппарата и астероида. Такая постановка задачи возможна из-за слабой гравитации астероидов (см.

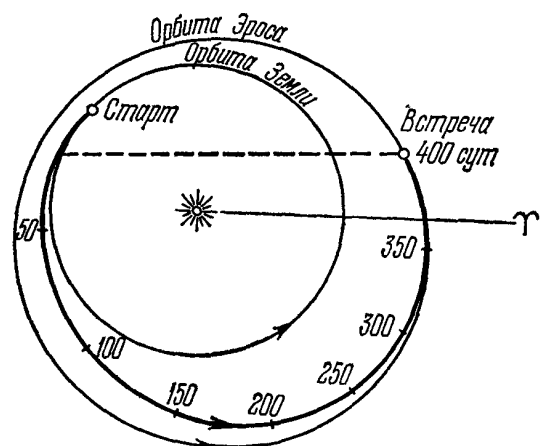


Рис. 162. Траектория полета с малой тягой для встречи с Эросом [4.90].

ниже) и позволяет определить затраты топлива на операцию. Кроме того, из-за неопределенности масс астероидов ¹⁾ целесообразно проектировать встречу не с самим астероидом, а с некоторой фиктивной целью, отстоящей от него на расстоянии порядка 10 000 км [4.90]. Теория переходов между некруговыми и некомпланарными (не лежащими в одной плоскости) орбитами ²⁾, т. е. в условиях, когда заведомо нельзя пользоваться упрощенной моделью планетных орбит, очень сложна. Рассмотрим самый, пожалуй, простой случай: эллиптическая орбита астероида лежит в плоскости эклиптики, а орбиту Земли будем считать в точности круговой. Можно доказать, что при этом выгоднее всего осуществить встречу в перигелии или афелии астероида при, естественно, определенной угловой дальности, но полет с такой угловой дальностью возможен гораздо реже, чем в синодический период. (Так же редко, как наступление противостояния в одной и той же точке орбиты Земли.) А теперь представим себе, что орбита имеет еще и сильный наклон к эклиптике!.. Несколько большую свободу выбора старта дает применение двигателей малой тяги, позволяющее в довольно широких пределах варьировать угловую дальность.

Впрочем, для подавляющего большинства астероидов эксцентриситет невелик (среднее значение 0,15), а наклоны умеренны

¹⁾ Массы оцениваются по размерам астероидов в предположении, что их плотности . . . равны плотности Земли (в других расчетах — плотности Луны), а размеры оцениваются по блеску светил и довольно произвольным оценкам отражающих свойств поверхностей (только Церера, Паллада, Веста и Юнона измерены непосредственно).

²⁾ Различные случаи рассматриваются в большом числе работ. Упомянем обзор [4.92].

(в среднем $9,7^\circ$) [4.88]. В частности, 14 астероидов постоянно расположены вблизи треугольных точек либрации системы Солнце — Юпитер, колеблясь (с амплитудами в десятки миллионов километров) около точки, опережающей Юпитер на 60° («Греки»), и точки, отстающей на 60° от него («Троянцы»). Примерное значение суммарной характеристической скорости для встречи с любым из них мы найдем, сложив данные для Юпитера из столбца 2 (или 3, или 4) табл. 6 в § 4 гл. 13 и столбца 2 табл. 8 в § 5 гл. 13.

На рис. 162 изображена траектория полета космического аппарата с солнечной ЭРДУ, обеспечивающая после 400 сут полета (старт в феврале 1977 г.) выход с нулевой относительной скоростью в точку, отстоящую на 10 000 км от Эроса (со стороны Солнца). ЭРДУ действует в течение 390 сут, сначала разгоняя, а затем тормозя космический аппарат (удельный импульс 3000 с, мощность 8,6 кВт). Космический аппарат массой 1026 кг (в том числе 280 кг двигательной установки и 245 кг рабочего тела) получает добавочную скорость $v_{\text{вых}} = 1,8$ км/с от ракеты-носителя «Атлас — Центавр» [4.90].

§ 3. Выход на орбиту вокруг астероида

Сближение с Эросом по излагаемому проекту [4.90] состоит из серии разгонов и торможений с помощью ЭРД. В промежутках между активными участками поддерживается нулевая относительная скорость и производятся наблюдения и навигационные измерения (по нескольку суток). Фигура астероида, его размеры и форма должны быть установлены еще до расстояния 2000 км (пока изображение не заполнит весь экран). Ближе 40 км поддерживать нулевую относительную скорость, видимо, не удастся, так как гравитационное ускорение от астероида начнет превышать реактивное. К этому моменту (примерно за две недели маневров) будет израсходовано 20 кг рабочего тела ЭРДУ (ртуть).

Ближе 40 км траекторные измерения и показания бортового гравиметра (измерителя градиента гравитации, см. § 3 гл. 2) помогут определить массу Эроса, но сближение нельзя затягивать, так как мощи ЭРДУ может не хватить для выхода на орбиту. За несколько часов работы (несколько метров в секунду характеристической скорости) ЭРД переведут аппарат по спирали на орбиту вокруг Эроса радиуса несколько десятков километров. Период обращения по круговой орбите радиуса 25 км будет примерно 0,5 сут, скорость 3,5 м/с. «Стационарная» орбита (период 5 ч 16 мин) имеет радиус 14,5 км, но движение по ней должно быть крайне неустойчивым, так как Эрос, по мнению одних [4.90], напоминает эллипсоид размерами $5 \times 8 \times 27$ км, по мнению других [4.88], — грушу 6×32 км. Спутник, видимо, заденет астероид, даже если орбита будет лежать в плоскости,

перпендикулярной к продольной оси «груши». Но с помощью спиральной раскрутки орбиту можно будет поднять.

В конце концов необходимые измерения можно провести и не выходя на орбиту вокруг Эроса, а поддерживая нулевую относительную скорость где-нибудь на расстоянии 50 км. В случае полета к крупным астероидам это сделать невозможно. Например, удерживать аппарат с нулевой скоростью относительно Весты можно при расстоянии 15 000 км, а это слишком много для производства наблюдений. Без выхода на орбиту спутника не обойтись! Согласно расчетам [4.90], с помощью солнечно-электрической установки можно подойти к Церере с любой стороны и выйти на орбиту любой ориентации при затрате ± 60 кг рабочего тела по сравнению с номинальным необходимым для сопровождения Цереры с нулевой относительной скоростью.

§ 4. Посадка на астероид и возвращение на Землю

Скорости освобождения на поверхности четырех самых крупных астероидов измеряются лишь сотнями метров в секунду, а на астероидах размерами в несколько километров — метрами в секунду. Посадки на большие астероиды (специальных отсеков) должны происходить с помощью тормозных ЖРД и РДТТ, посадки на астероиды типа Эроса могут быть в принципе жесткими, без торможения (скорость падения «из бесконечности» на поверхность — порядка 10 м/с), а посадки на астероиды типа Икара (1—2 км в диаметре) должны представлять собой простое причаливание.

По одному из детальных проектов [4.90] 18 ноября 1976 г. ракетаноситель «Титан-3Е» выводит на траекторию ($v_{\text{вых}} = 1$ км/с) космический аппарат массой 1792 кг. Аппарат прибывает в точку, отстоящую на 1000 км от Эроса со стороны Солнца, 11 июля 1978 г., через 600 сут, причем все 600 сут работает ЭРДУ (6 ртутных ионных двигателей тягой по 15 гс). Далее, в течение 30 сут совершаются маневры с помощью ЭРДУ по приближению к Эросу и обходу его с разных сторон (затрата 6,6 м/с суммарной характеристической скорости). При этом выбирается область для причаливания. С помощью 8 вспомогательных ЖРД тягой по 11,3 кгс аппарат приближается к Эросу и зависает на высоте 150 м. В поверхность втыкается реактивный гарпун, тянущий за собой трос, по которому на поверхность спускается специальный отсек с рычажной системой для забора образцов грунта. Отсек остается на Эросе, но герметичная капсула с образцами возвращается на аппарат, который по вертикали удаляется от Эроса. 19 октября 1978 г., через 100 сут после встречи с Эросом, аппарат отправляется на Землю и еще через 475 сут (в том числе первые 95 сут работы ЭРДУ), 6 февраля 1980 г., возвращаемая капсула с образцами массой 50 кг входит со скоростью 12,8 км/с в атмосферу Земли. Продолжительность эксперимента 3,2 года [4.90]

Согласно другому исследованию [4.91], 18 ноября 1976 г., 27 января 1979 г., 20 августа 1976 г. и 1 февраля 1978 г. возможны запуски аппаратов с ЭРДУ (удельный импульс 3500—4000 с) с помощью ракет-носителей «Атлас — Центавр» для пролетов соответственно Цереры, Паллады, Весты и Юноны с полезными нагрузками по 500 кг (в том числе приборы и датчики 181 кг). 18 ноября 1976 г. и 1 февраля 1978 г. были возможны запуски с помощью ракеты «Титан-3Х — Центавр» ($v_{\text{вых}}=7$ км/с) аппаратов с полезными нагрузками 635—726 кг для встреч соответственно с Церерой и с Юноной. Без ЭРДУ для этого были бы нужны ракеты-гиганты «Сатурн-5».

Глава 21

ПОЛЕТЫ К КОМЕТАМ

§ 1. Импульсные полеты

Мы будем рассматривать полеты к *ядрам* комет, состоящим, по данным астрономии, из льдистых твердых веществ, в которые вкраплены каменные частицы и пылинки (метеорное вещество). Размеры ядер — от нескольких сот метров до нескольких километров. При приближении к Солнцу вещество ядра начинает испаряться и образуется туманная газообразная оболочка — *кома* (поперечником 10^4 — 10^5 км), составляющая вместе с ядром *голову* кометы. Под действием давления солнечного света и в результате взаимодействия солнечного ветра с веществом кометы образуется ее *хвост*, простирающийся в сторону от Солнца на десятки и сотни миллионов километров (наблюдавшийся рекорд — 900 млн. км).

Предполагается, что общее число комет порядка ста миллиардов, но их суммарная масса не превышает 0,1 земной. Большинство их составляет облако на расстоянии 100000—150000 а. е. (облако Оорта) на границе сферы действия Солнца, мы же наблюдаем только те, которые вблизи Солнца образуют комы и хвосты.

Объектом исследования для космонавтики служат короткопериодические кометы, орбиты которых лежат в пределах обозреваемой части Солнечной системы. Долгопериодические кометы, совершающие один оборот вокруг Солнца за многие миллионы лет, представляют как случайные гости нашей планетной системы гораздо меньший интерес.

Большинство комет имеет очень сильно вытянутые, огромные эллиптические орбиты. Орбитальная скорость таких комет в перигелии близка к параболической. Плоскости движения обычно сильно наклонены к плоскости эклиптики. Направление движения вокруг Солнца у некоторых комет, например у кометы Галлея (см. § 2), обратно общему направлению обращения планет. Поэтому те трудности, о которых говорилось в предыдущей главе в связи с полетами к некоторым астероидам, теперь, в гораздо большей степени, от-

носятся к большинству комет. Даже простой пролет кометы может представлять собой нелегкую задачу. При сильном наклоне орбиты лучше всего, казалось бы, проектировать встречу в ее узле, чтобы перелет мог происходить в плоскости эклиптики. И лучше всего, если перелет происходит по траектории, близкой к полуэллиптической, а для этого требуется, чтобы благоприятное положение Земли на орбите было приурочено к прохождению кометой узла, что может случиться не часто. Но зарегистрированных комет много, и отбор их для перехвата такого рода возможен.

Но тут возникает новая трудность, уже аппаратного характера. Ядро кометы мало, и изучать его со слишком большого расстояния невозможно, а на малом расстоянии должна быть ограничена относительная скорость пролета, иначе ядро промелькнет в поле зрения телекамер как метеор. Утверждалось, что расстояние должно быть не более 5000 км, а относительная скорость при этом не превышать 16 км/с. Увы, относительная скорость при пролете кометы Галлея в 1986 г., когда она с огромной скоростью приходит в центр Солнечной системы, может составить 70 км/с [4.93].

Лучше обстоит дело с кометой Энке, проходящей перигелий (0,37 а. е.) 7 декабря 1980 г. (период обращения 3,3 года, наклонение 12°). При старте со скоростью 15 км/с (приведенной к поверхности Земли) вблизи узла орбиты Энке скорость пролета вблизи перигелия кометы равна 7,1 км/с; при старте со скоростью 13 км/с — скорость пролета 29 км/с. Она может быть уменьшена, если приложить еще один импульс на среднем участке [4.94].

Для научных наблюдений гораздо более интересная, хотя и более сложная задача, — *сопровождение кометы*, требующее встречи с ней на некотором расстоянии (без стыковки), что, как известно, предполагает выравнивание скоростей. Для этого нужен как минимум двухимпульсный маневр с выходом из плоскости эклиптики и — в некоторых случаях (например, полет к знаменитой комете Галлея) — преодоление в какой-то мере орбитального движения Земли. Однако в ряде случаев получаются вполне приемлемые значения суммарных характеристических скоростей.

В одной из работ [4.95] приводятся результаты расчета на ЭВМ 59 многоимпульсных траекторий для встреч с 13 кометами (конечно, кометы Галлея среди них нет) во время их 15 появлений в центре Солнечной системы в период 1980—2000 гг. Суммарные характеристические скорости разрешают доставку в 58 случаях полезных грузов от 60 кг до 1,5 т с помощью ракеты «Титан-3D-Центавр» (иногда с присоединением ступени «Бёрнер-2») или более мощной «Титан-3F-Центавр». Число импульсов колеблется в разных случаях от 3 до 5. Трехимпульсный (биэллиптический) переход на орбиту кометы целесообразен в том случае, когда ее линия узлов близка к линии апсид, т. е. ее плоскость орбиты отклонена от плоскости эклиптики как бы поворотом вокруг линии апсид. Тогда космиче-

ский аппарат сначала по траектории, слабо наклоненной к эклиптике и близкой к полуэллипсу, приближается к афелию кометы, где второй импульс переводит движение в новую плоскость (поворот вектора скорости не требует слишком большого импульса из-за малости ее величины). Второй участок траектории (эллиптическое падение) уже близок к орбите кометы. Сближение с ней и выравнивание скоростей происходит где-то вблизи орбиты Земли. Пример: аппарат сходит с околоземной орбиты высотой 185 км со скоростью 5,97 км/с 26 февраля 1980 г., чтобы встретиться с кометой Энке через 3,82 года; второй и третий импульсы — 3,98 км/с и 0,58 км/с [4.95] ¹⁾.

Было разработано несколько вариантов встречи с кометой Галлея при использовании пертурбационного маневра во время пролета Юпитера или Сатурна. Идея такой операции проста. Космический аппарат, облетев планету (возможен, в частности, и активный маневр), выходит на эллиптическую гелиоцентрическую орбиту с афелием, лежащим за орбитой Юпитера или Сатурна, причем плоскость орбиты совпадает с плоскостью орбиты кометы Галлея. Расчет тот, что, приближаясь к Солнцу, аппарат наберет большую скорость, так что, когда его нагонит комета Галлея (где-то за орбитой Марса), разница скоростей будет не столь велика. После выравнивания скоростей с помощью разгонного импульса оба тела дальше движутся бок о бок. Суммарная характеристическая скорость при активном облете Юпитера равна 28 км/с и требует использования ракеты класса «Сатурн-5» при очень малой полезной нагрузке [4.96].

Комета Галлея, имеющая период обращения 76,029 года, эксцентриситет орбиты 0,967, перигелийное расстояние 0,587 а. е. и наклонение $162,21^\circ$ (точность этих значений не гарантируется) [4.1], в настоящее время возвращается из своего афелия, находящегося за орбитой Нептуна. Очевидно, описанная операция встречи должна быть начата загодя, а так как комета Галлея пройдет со скоростью 54,5 км/с свой перигелий 8 января 1986 г., то момент для старта, как это совершенно ясно, упущен. И действительно, чтобы использовать облет Сатурна старт должен был состояться в 1973 или 1974 гг., а при облете Юпитера — в 1977 или 1978 гг.

Вследствие неточности знания нами кометных орбит (они испытывают большие возмущения от планет, особенно вблизи афелиев, и немалые — от реактивных сил, вызванных испарением льдов в ядрах вблизи перигелиев) полеты к кометам требуют большего запаса характеристической скорости для коррекций, чем полеты к планетам.

¹⁾ Период обращения кометы Энке 3,302 года, эксцентриситет 0,847, перигелийное расстояние 0,339 а. е., большая полуось 2,22 а. е., наклонение $11,97^\circ$.

§ 2. Полеты с малой тягой

Применение ядерно-электрической двигательной установки (ЯЭРДУ) дает удивительный эффект при осуществлении операции встречи с кометой Галлея и отчетливо показывает преимущества ЭРД перед ЖРД в такого рода космических операциях.

Все траектории, рассчитанные на ЭВМ [4.95, 4.96], характерны тем, что космический аппарат, покинувший сферу действия Земли с помощью ЖРД, удаляясь от Солнца, сначала разгоняется, а затем тормозится посредством ЯЭРДУ таким образом, что в некоторый момент происходит разворот и начинается попятное движение к Солнцу (падение с реактивным разгоном), но уже с обратным обращением. Операция требует гораздо меньшего времени для своего завершения по сравнению с облетом Юпитера. В принципе момент еще не упущен! Кроме того, место встречи теперь ближе к Земле, а полезная нагрузка больше. На рис. 163 показана типичная траектория встречи с кометой Галлея. Она соответствует запуску 1 июня

1984 г. с «удельной энергией» $12,6 \text{ км}^2/\text{с}^2$ ($v_{\text{вых}} = 3,55 \text{ км/с}$). Полет продолжается 524 сут при непрерывной работе ЯЭРДУ с удельным импульсом 7900 с, начальным реактивным ускорением $7,5 \cdot 10^{-6} g$; характеристика затрат рабочего тела $J = 50 \text{ м}^2/\text{с}^3$ (см. § 2 гл. 3).

В конце 70-х гг. в США началась детальная разработка аппарата, снабженного солнечной ЭРДУ (СЭРДУ) вместо ядерной. Предполагается, что СЭРДУ снабжена специальными концентраторами солнечных лучей, применяемыми вдали от Солнца, чтобы усилить действие фотоэлементов. Траектории при этом мало отличаются от траектории с использованием ЯЭРДУ типа рис. 163, но старт должен производиться раньше — в 1981—1982 гг., а разворот происходит дальше от Солнца. Преимущество СЭРДУ перед ЯЭРДУ — относительная дешевизна [49.7], Выход из сферы действия Земли обеспечивается МТА IUS, стартующим с борта «Шатла».

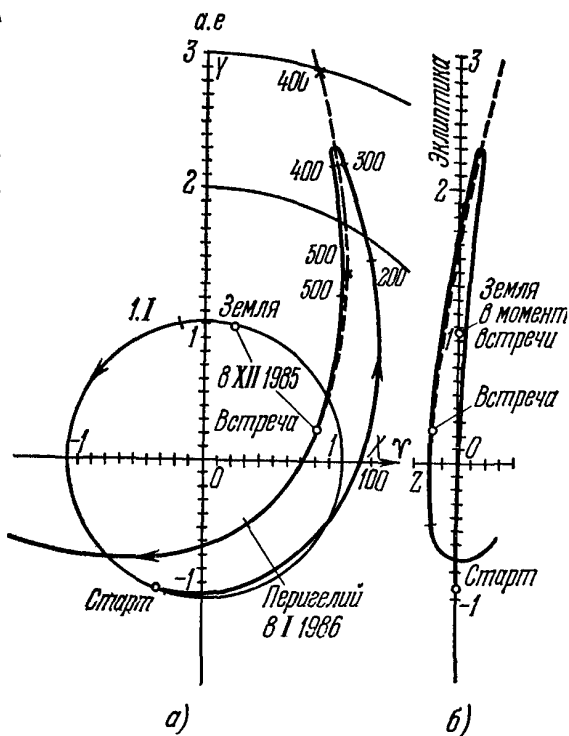


Рис. 163 Траектория полета (сплошная линия) к комете Галлея (орбита — пунктиром) при непрерывной работе ЯЭРДУ: а) проекция на плоскость эклиптики (вид с севера); б) вид со стороны точки весеннего равноденствия. Числовые отметки на траектории — время после старта в сутках, на осях — расстояние в а. е. [4 96].

Наряду с разработкой варианта полета к комете Галлея с СЭРДУ в качестве альтернативы в 1977—1978 гг. в США начал разрабатываться проект полета с помощью солнечного паруса [4.98]. Рассматривались квадратный парус размером 800×800 м и роторный, состоящий из 12 вращающихся лопастей размером 7500×8 м (скорость вращения 0,3 об/мин). Старт был бы возможен в 1981—1982 гг.

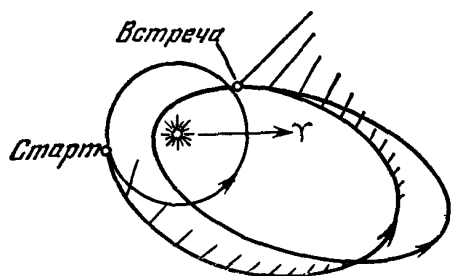


Рис 164. Схема встречи с кометой Энке аппарата с солнечной ЭРДУ [4.90]. Штрихи показывают в некотором масштабе векторы сил тяги (тяга уменьшается с удалением от Солнца).

(необходимые пленки уже есть). Предполагался выход из сферы действия Земли с помощью МТА IUS, стартующего с орбитального самолета «Шатл» 1 ноября 1981 г. Энергия запуска $12 \text{ км}^2/\text{с}^2$, что соответствует начальной скорости 11,710 км/с (приведена к поверхности Земли). Траектория аппарата должна неизбежно напоминать траекторию, показанную на рис. 162. Полет продолжается 4,38 года. Встреча происходит 19 марта 1986 г., когда комета находится на расстоянии 1 а. е.

от Солнца и на таком же расстоянии от Земли. Расстояние от ядра кометы должно при этом составлять от 500 до 10 км.

От осуществления описанного дешевого по сравнению с другими проекта в США, однако, отказались, причем в пользу солнечных ЭРД: произвести натурные эксперименты в космосе перед полетом уже не было времени. Недостаток средств заставил затем отказаться и от полета с помощью СЭРДУ.

Другим важнейшим объектом для встречи из числа комет служит комета Энке. Проектов использования СЭРДУ очень много. В качестве наглядного примера соответствующей операции можно привести траекторию на рис. 164, которая в точности, правда, не может быть воспроизведена в ближайшее время, так как предусматривает старт в марте 1978 г., разумеется, при определенном начальном расположении Земли и кометы. Выход из сферы действия Земли аппарата массой 1625 кг происходит с помощью ракеты «Титан-3Е» со скоростью $v_{\text{вых}} = 7,36 \text{ км/с}$. Полезная нагрузка 635 кг. Полет продолжается 960 сут [4.90].

Комета Энке — частый гость в центре Солнечной системы. и проектов, приуроченных к разным сезонам, много (окна запусков при использовании ЭРД, как мы знаем, широки). В частности, рассматриваются варианты не встречи, а замедленного пролета. Они требуют меньшей длительности всего перелета. Например, при 642 сутках работы СЭРДУ пролет со скоростью 4 км/с может произойти на 662-й день после старта [4.99].

В 1978 г. специалисты NASA решили в 1981 г. начать работы по новой программе, в соответствии с которой в 1985 г. должен стартовать космический аппарат для встречи с кометой Энке или

кометой Темпеля-2¹⁾, причем в обоих случаях в том же 1985 г. аппарат должен по пути пролететь мимо кометы Галлея. Предпочтение отдается комете Темпеля-2, так как при ее сопровождении аппарат подвергнется меньшему нагреву в перигелии. В этом втором случае старт происходит в августе 1985 г., пролет кометы Галлея в ноябре 1985 г. (расстояние от Земли 150 млн. км), встреча с кометой Темпеля-2 в июле 1988 г. (210 млн км от Земли, по мере сопровождения расстояние сокращается до 60 млн. км). При пролете кометы Галлея сбрасывается зонд, который должен выйти в область головы кометы и передать данные о ее составе. После 6 месяцев сопровождения кометы Темпеля-2 аппарат пытается вплотную сблизиться с ядром [4.100].

§ 3. Операции вблизи ядра кометы

О ядрах комет известно мало. Можно предположить [4.90], что ядро кометы Энке имеет радиус $0,7 \div 4$ км; если принять значение 1,8 км, то при плотности 1 г/см^3 (лед) получаем массу $2,4 \cdot 10^{10}$ т. Притяжение ядра должно начать сказываться на движении с расстояния 50 км, а на расстоянии примерно 3 км от центра ядра оно может превысить тягу ЭРД. Измерения на меньшем расстоянии должны производиться с орбиты спутника кометы или при пролете со скоростью нескольких метров в секунду. Существуют предположения, что ядро кометы Энке вращается [4.88], «разбрызгивая» вблизи перигелия продукты своей активности. Высказывались опасения [4.90], что они могут повредить панели солнечных элементов.

Предлагалось [4.90] выводить космический аппарат в точку на расстоянии 50 000 км от ядра кометы Энке с солнечной стороны (т. е. примерно на границе комы). Далее, аппарат может начать прочесывание в разных направлениях комы и основания хвоста (на 100 000 км в глубину), перемещаясь под действием ЭРДУ (расход топлива 50 кг), а также выходить на орбиту вокруг ядра. При расстояниях в перицентре $4 r^*$ и апоцентре $8 r^*$ (r^* — радиус ядра) скорость в перицентре составит всего лишь 0,5 м/с. Выход на такую орбиту потребует часа работы ЭРДУ и ничтожного количества топлива.

Возможны причаливание к ядру кометы с помощью гарпунного приспособления (из-за рыхлости ядра) и возврат на Землю образцов вещества ядра [4.90].

¹⁾ Орбита кометы Темпеля-2 имеет период 5,260 года, эксцентриситет 0,548, перигелийное расстояние 1,364 а. е., большую полуось 3,01 а. е., наклонение $12,48^\circ$. Описываемый проект в конце 1979 г. был заменен простым пролетом кометы Галлея (без СЭРДУ).

Глава 22

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ЭКСПЕДИЦИИ

§ 1. Они только отложены

Освоение планет — быть может, самая грандиозная задача из всех, которые предстоит решить человечеству для овладения тайнами природы. Но решение ее, к явному разочарованию многих, совершенно очевидно, откладывается. Последние из известных автору публикаций на эту тему относятся к 60-м годам. Чем это объясняется? Не обнаружилось ли в межпланетном пространстве что-нибудь непредвиденное? Или, может быть, космическая техника еще не достигла нужного уровня? Ни то, ни другое.

Два совершенно иных обстоятельства заставили специалистов отложить на время осуществление мечты о полете на Марс и на другие небесные тела. Во-первых, материальные ресурсы человечества ограничены, а межпланетные экспедиции должны потребовать огромных затрат сил и средств, в то время как, ох, как много еще не сделано на Земле. А во-вторых, — и в этом мы находим огромное утешение — развитие космических исследований показало, сколь многого можно достичь с помощью автоматических космических аппаратов. Все предыдущие главы нам говорили об этом. «Максимум научной информации на один доллар» — такое требование было сформулировано в США по отношению к планируемым космическим полетам, и пока что ему могут удовлетворить только непилотируемые полеты к планетам.

И все же... И все же эра межпланетных экспедиций рано или поздно наступит. Произойдет ли это в 90-х годах нашего столетия (маловероятно) или в начале будущего века — мы не знаем. Но как это будет происходить, мы себе представляем.

В этой главе будет рассказываться о многочисленных разработках 60-х годов — самого начала космической эры. Тогда казалось, что первая экспедиция на Марс состоится не позже 1985 г. В цитируемых в этой главе работах мелькают соответствующие даты стартов. Менять их на новые, пользуясь цикличностью межпла-

етных полетов (при полетах на Марс обстоятельства возобновляются каждые 15—17 лет) было бы неразумно.

Но — к делу: межпланетные полеты с участием людей не отменены, они только отложены.

§ 2. Особенности межпланетных экспедиций

Сложность организации межпланетной экспедиции превосходит все, с чем мы сталкивались до сих пор. Межпланетная экспедиция будет, вероятно, отличаться от экспедиции на Луну так же, как путешествие в джунгли Амазонки отличается от воскресной поездки на дачу.

Отнюдь не все планеты смогут явиться объектами деятельности будущих экспедиций. Из-за природных условий приходится исключить Венеру и планеты юпитерианской группы (но не их спутники). Даже Марс с его страшными песчаными бурями внушает нам сейчас опасения с этой точки зрения.

Межпланетная экспедиция не будет иметь никакого смысла, если космонавты вместо научных исследований будут заняты борьбой за свое существование на планете. Мы, однако, в этой главе будем рассматривать исключительно космодинамическую сторону проблемы.

Наиболее детально была разработана проблема полета человека на Марс. Именно марсианская экспедиция будет в основном в нашем поле зрения.

Мыслимы следующие варианты межпланетных экспедиций в порядке возрастающей трудности:

1) облет планеты (т. е. гиперболический пролет мимо нее с активным или пассивным возвратом к Земле без выхода на околопланетную орбиту и без высадки на планету);

2) выход космического корабля на околопланетную орбиту без высадки на поверхность планеты (такой вариант иногда тоже называют облетом);

3) посадка на поверхность планеты всего корабля или его части.

Первый вариант представляет собой *безостановочную экспедицию*, второй и третий — *экспедиции с остановками* или *с ожиданием у планеты*.

Как увидим ниже, межпланетные экспедиции в течение еще значительного периода развития будут иметь продолжительность не менее года, а обычно — значительно больше. Отсюда вытекает важная особенность межпланетных экспедиций: космический корабль должен нести огромную (по масштабам, скажем, лунных экспедиций) полезную нагрузку.

Численность космонавтов на борту межпланетного корабля должна быть больше, чем численность экипажа лунного корабля,

ввиду более сложных задач, которые предстоит решать. Достаточно, например, сказать, что межпланетная экспедиция не может обойтись без квалифицированного врача, так как велика вероятность заболевания кого-либо из космонавтов за время перелета. При лунной экспедиции такая проблема не возникает.

Для увеличенного экипажа необходим запас продовольствия, воды, кислорода, рассчитанный на все время полета туда и обратно (возможность добывания воды и кислорода на поверхности Марса сильно бы помогла делу). Ведутся интересные исследования в направлении максимального снижения такого рода нагрузки, приходящейся на одного космонавта. Разрабатываются замкнутые или частично замкнутые системы жизнеобеспечения. Примером замкнутой «системы жизнеобеспечения» может служить наша собственная планета, обеспечивающая полный кругооборот веществ без какой-либо помощи со стороны (если не считать солнечного тепла). Примером не полностью замкнутой системы с регенерацией воды и кислорода, но без самовозобновляющихся запасов продовольствия может служить известная система, испытывавшаяся в Советском Союзе в 1967—1968 гг.

В случае лунной экспедиции полезная нагрузка состояла, по существу, из кабины, возвращающейся на Землю (вариант прямого перелета Земля — Луна — Земля). Теперь дело обстоит иначе. Аппарат для входа в атмосферу Земли, составляющий небольшую часть полезной нагрузки корабля, должен быть массивнее из-за более серьезной тепловой защиты. Экспедиционный отсек состоит из помещений для членов экипажа, различного оборудования и самой массивной своей части — системы жизнеобеспечения [4.101]. Менее сложны, более надежны и менее массивны частично замкнутые системы [4.102].

Вспышки на Солнце заполняют Солнечную систему потоками протонов, представляющими опасность в областях пространства внутри орбиты Юпитера. Эти вспышки трудно прогнозировать, но ясно, что за долгое время перелета их будет немало. На время опасности космонавты будут укрываться в специальном «штормовом отсеке», роль которого может играть скрытый внутри корабля отсек посадки на Землю; его теплозащитный экран будет защищать от радиации [4.101—4.103]. Специальная противорадиационная защита необходима в случае использования ЯРД [4.103].

Длительное время полета вынуждает предусмотреть создание искусственной тяжести на борту корабля, для чего понадобится дополнительная масса. Предполагается, что будет достаточен коэффициент перегрузки, равный $\frac{1}{6}$. Корабль может быть соединен с отделенными от него топливными баками тросом и вся система приведена во вращение [4.102].

В конечном счете оказывается, что полезная нагрузка должна составлять десятки тонн. Масса порядка 50—100 т типична для

многих проектов. Сокращение продолжительности экспедиции приводит к уменьшению полезной нагрузки.

Особенно важно сокращение продолжительности пребывания космонавтов в мировом пространстве. На поверхности планеты можно по крайней мере укрыться от радиационной и метеоритной опасности. Для этого послужит атмосфера планеты или бункеры, вырытые в ее породах.

Большие энергетические затраты, требующиеся для осуществления межпланетных экспедиций, делают неизбежными использование как монтажа корабля на околоземной орбите, так и маневров разъединения и стыковки на орбите искусственного спутника планеты-цели. Последние операции, однако, в случае, если планета обладает атмосферой, носят не столь безоговорочный характер, как при экспедиции на Луну.

Примечательной особенностью межпланетных экспедиций является большое разнообразие вариантов траекторий перелетов от Земли к планете-цели и обратно, от чего зависят продолжительности перелетов туда и обратно, а также времена пребывания на поверхности планеты или на околопланетной орбите. На основании какого критерия можно выбрать из множества вариантов наиболее выгодный? Нам уже привычен критерий минимума суммарной характеристической скорости. Чем меньше суммарная характеристическая скорость, тем меньше относительная начальная масса P ракеты-носителя и тем, следовательно, технически легче осуществить эксперимент.

В случае межпланетных экспедиций дело обстоит, однако, сложнее, чем в случае экспедиций на Луну, так как теперь сама величина полезной нагрузки зависит от выбранного варианта экспедиции: более длительные экспедиции требуют и большей полезной нагрузки ¹⁾. Поэтому в принципе вариант более длительной экспедиции со сравнительно небольшой суммарной характеристической скоростью может иногда оказаться гораздо менее выгодным, чем вариант кратковременной экспедиции с большей суммарной характеристической скоростью. Для выбора варианта межпланетной экспедиции лучше подходит более общий критерий минимальной массы ракеты-носителя или, если учесть, что монтаж на орбите в данном случае неизбежен, *критерий минимальной начальной массы корабля на низкой ²⁾ околоземной орбите*. Это тем более верно, что величина полезной нагрузки зависит и от других факторов, например от скорости входа в земную атмосферу при возвращении (от нее зависит масса теплозащитного экрана), от условий входа в атмосферу планеты-цели и т. д.

¹⁾ Эта зависимость слаба, если используется замкнутая система жизнеобеспечения.

²⁾ Далее будет разъяснено, почему речь идет о н и з к о й орбите.

Мы, однако, в дальнейшем будем для простоты, как правило, принимать полезную нагрузку за величину порядка 50 (независимо от варианта экспедиции), и для нас при оценке сложности экспедиции не будет разницы между критерием минимума суммарной характеристической скорости и критерием минимума начальной массы на орбите. Авторы большинства публикуемых работ поступают точно так же, когда не идет речь о конкретном проектировании экспедиции, а достаточны довольно грубые оценки.

§ 3. Спуск на Землю при возвращении из экспедиции

Рассмотрение проблем межпланетных экспедиций мы начнем с обязательного этапа каждой экспедиции — возвращения на Землю.

Геоцентрическая траектория полета к Земле возвращающегося корабля является гиперболой. Минимальная скорость входа в земную атмосферу при возвращении с какой-то планеты или с орбиты ее спутника равна минимальной скорости отлета с Земли при полете к этой планете, так как соответствует возвращению по полуэллиптической (гомановской) траектории. Эти скорости, по существу, указаны в столбце 3 табл. 6 в § 4 гл. 13.

Поэтому минимальная гиперболическая скорость возвращения из экспедиций к Марсу и Венере лишь ненамного превышает вторую космическую. Такой вход в атмосферу был фактически рассмотрен в § 2 гл. 11.

Однако во многих случаях, как мы увидим, целесообразно, чтобы траектория возвращения не была гомановской. Поэтому, как правило, скорости входа в земную атмосферу будут значительно превышать вторую космическую даже при возвращении от Марса и Венеры, не говоря уже о других планетах. При возврате с Марса скорость входа может превышать 20 км/с (см. ниже), минимальные скорости входа при возврате с Урана, Нептуна, Плутона будут порядка 16 км/с. Вход на подобных скоростях резко сужает коридор входа по сравнению со входом со второй космической скоростью.

Так, при аэродинамическом качестве 0,5 ширина коридора входа составляет примерно 25 км в случае скорости входа 15 км/с, 16 км — при скорости входа 18 км/с и лишь 10 км — при 21 км/с (т. е. равна ширине коридора баллистического входа со второй космической скоростью). Предельная перегрузка при этом предполагается, как обычно, равной 10. При аэродинамическом качестве 1,0 коридор входа имеет ширину 23 км при входе со скоростью 18 км/с, сужается до 15 км для скорости входа 21 км/с и почти до 10 км для скорости входа 24 км/с [4.102]. Высказывалось мнение

[4.102], что с точки зрения точности систем навигации и наведения, обеспечивающих вход в заданный коридор, скорость прибытия к Земле 21,3 км/с является предельной. По другим данным [4.104], такой величиной при аэродинамическом качестве 0,5 является даже 16,8 км/с в случае, если бортовая система навигации полностью автономна; когда же используется наземная система навигации, то допустима скорость входа 18,3 км/с.

Для скорости входа порядка 15 км/с предлагался особый алгоритм управления, при котором для значений аэродинамического качества 0,3 и 0,5 обеспечивается посадка на расстоянии 10 000 км от точки входа. Траектория при этом, как и при возвращении с Луны (см. § 3 гл. 11), состоит из двух атмосферных участков, соединенных внеатмосферным, причем на первом скорость падает от 15 км/с до первой космической, но максимальные перегрузки (максимумов несколько) остаются в допустимых пределах. Ширина коридора для аэродинамического качества 0,3 равна 15 км, а для 0,5 составляет 22 км [4.105].

Вход с большими гиперболическими скоростями требует конструирования специальных теплозащитных экранов. Понадобятся многочисленные эксперименты для их проектирования, но предполагается, что космический корабль массой 4,5 т, входящий в атмосферу со скоростью 13,7—19,8 км/с, потребует экрана массой 1,8—4,5 т.

Весьма возможно, что при возвращении на Землю с очень большими скоростями наряду с аэродинамическим торможением потребуется и частичное ракетное торможение [4.106]. С другими способами уменьшения скорости подхода к Земле мы познакомимся в следующих параграфах.

Во многих проектах межпланетных экспедиций предусматривается выход корабля на околоземную орбиту.

Тормозной импульс, переводящий корабль на околоземную круговую орбиту, будет различным в зависимости от высоты орбиты при одной и той же межпланетной траектории возврата. Например, при возврате с Марса по полуэллиптической (гомановской) траектории необходим тормозной импульс 3,7 км/с, чтобы перевести корабль на низкую (около плотных слоев атмосферы) орбиту. Перевод на более высокие орбиты требует меньшего торможения. Оптимальной одноимпульсной круговой орбитой для скорости входа в сферу действия Земли 2,945 км/с, соответствующей такой траектории возврата, является орбита на высоте 85 544 км (согласно формуле (24) в § 7 гл. 13). Тормозной импульс, равный местной круговой скорости, составит 2,1 км/с, что даст выигрыш по сравнению с низкой орбитой на $3,7 - 2,1 = 1,6$ км/с [4.5].

В случае возврата с Урана, Нептуна и Плутона по гомановским траекториям наименьший тормозной импульс требуется для выхода на самую низкую орбиту. Оптимальные одноимпульсные круговые

орбиты при возврате с Юпитера, Сатурна и Меркурия оказываются внутри пояса радиации, а при возврате с Венеры высота такой орбиты равна 121587 км [4.5].

С высоких круговых орбит космонавты, вернувшиеся из межпланетной экспедиции, могут опуститься посредством не менее чем двухимпульсного перехода на низкую круговую орбиту на борту межорбитального транспортного аппарата. С этой орбиты их снимет и возвратит на Землю орбитальный самолет.

Выход возвращающегося из экспедиции корабля на оптимальную одноимпульсную орбиту вместо низкой уменьшает запасы топлива на его борту и, следовательно, начальную массу корабля при отлете с околоземной орбиты. Но общие энергетические затраты при этом возрастают, так как делается необходимым еще спуск космонавтов с высокой орбиты на низкую на борту межорбитального транспортного аппарата (МТА), специально прибывающего для этого на высокую орбиту. Его двигательная установка включается минимум четыре раза от старта с низкой орбиты до возвращения на нее. Возможен и иной вариант, при котором межпланетный корабль выходит на эллиптическую орбиту, где встречается с дежурившим до того на низкой круговой орбите МТА [4.107—4.109].

Независимо от того, на какую околоземную орбиту выходит возвращающийся корабль, этот маневр целесообразен только в том случае, если предполагается последующее многократное использование корабля. Например, корабль может представлять собой стандартный МТА с ЯРДУ [4.108—4.109], способный совершать полеты на Луну и к различным планетам (это означает высокий уровень развития межпланетных сообщений). При этом планирование одной операции (в частности, выбор орбиты, на которой будет «парковаться» корабль) должно учитывать требования оптимизации общей стоимости многих экспедиций.

На начальной же стадии освоения Солнечной системы отказываться от выгод полного использования атмосферы Земли в качестве тормозной подушки невозможно: нужно максимально облегчить межпланетный корабль.

В случаях, когда скорость возвращения корабля из межпланетной экспедиции слишком велика, может оказать помощь особый прием. МТА встречается с кораблем на гиперболической пролетной траектории и после приема на борт космонавтов немедленно снижает скорость до эллиптической. Если топлива МТА недостаточно, то к нему может прибыть другой МТА. Но при использовании ЯРДУ возможно весьма широкое маневрирование МТА, который, таким образом, примет на себя всю тяжесть возвращения. Сам же межпланетный корабль уходит по пролетной гиперболе к границе сферы действия Земли [4.110].

В последующих расчетах мы будем предполагать, что корабль, подлетая к Земле, не совершает никаких активных маневров.

§ 4. Безостановочные пилотируемые облеты планет

Безостановочными облетами мы называем гиперболические пролеты мимо планет, не сопровождающиеся выходом на орбиту искусственного спутника планеты. Наличие человека на борту корабля, совершающего подобный межпланетный перелет, позволяет более просто организовать автономную навигацию и коррекцию при сближении с планетой. Это обстоятельство не вносит особых корректив в траекторию по сравнению с облетом планеты автоматической станцией, сопровождающимся возвращением к Земле. То же, естественно, касается и характеристической скорости. Однако начальная масса ракеты-носителя возрастает во много раз.

На рис. 165 показана траектория *пилотируемого облета Марса*, который мог бы произойти в 1977—1979 гг., с продолжительностью всего путешествия 682 сут. Начальная масса корабля с экипажем из 3 человек на околоземной орбите: при использовании ЖРД — 340 т, при использовании ЯРД «Нерва-2» с тягой 104 тс — 272 т. В первом случае для монтажа корабля необходимы 4 запуска модифицированных ракет «Сатурн-5» (со стартовыми массами 3260 т), во втором — 2 запуска (при одном выводится корабль с баком водорода, при другом — ЯРДУ) [4.111].

Траектория на рис. 165 типична для облета Марса продолжительностью порядка 700 сут (менее 2 лет), соответствующего облетам, рассмотренным в § 7 гл. 16 [4.8]. Возможно, однако, сокращение продолжительности экспедиции до 400—450 сут, если сообщить кораблю ракетный импульс вблизи Марса. Но при этом возрастают энергетические затраты на единицу полезной нагрузки и сильно увеличивается скорость входа в атмосферу Земли: она равна 20,8 км/с в относительно неблагоприятный сезон 1980 г. и 17,4 км/с в 1986 г. Но ее можно уменьшить до 12,2 км/с в 1980 г., если затормозить корабль с помощью поля тяготения Венеры. Для этого корабль должен на пути к Земле пассивно пройти через сферу действия Венеры и выйти на орбиту с перигелием, лежащим внутри орбиты Венеры. Неудобство такого облета в том, что в конструкции корабля приходится учитывать близость к Солнцу при возвращении. Начальный вес космического корабля, активно облетающего Марс, равен на орбите 463 т в неблагоприятных условиях 1980 г. и 290 т в благоприятных условиях 1986 г. Для монтажа нужны 2—3 модифицированные ракеты «Сатурн-5» [4.102].

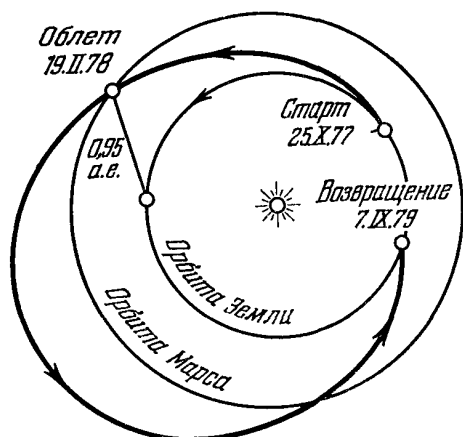


Рис. 165. Пилотируемый облет Марса [4.111].

Типичный *пилотируемый облет Венеры* продолжается около года. Он должен быть пассивным. Корабль с полезной нагрузкой 40,9 т при удельном импульсе ЖРД 450 с должен иметь начальную массу на орбите 115 т. Достаточно одна ракета «Сатурн-5» [4.112].

Проекты пилотируемых облетов Марса и Венеры предусматривают запуски на околопланетные орбиты и на поверхности планет небольших автоматических станций во время сближения с планетой. Станция, совершившая мягкую посадку на Марс, может затем с пробами грунта присоединиться к кораблю во время его гиперболического пролета. Для этого она должна отделиться от корабля за 5—10 сут до пролета и перейти на траекторию попадания [4.113].

§ 5. Экспедиции с остановками при прямых симметричных перелетах

Время ожидания не может быть произвольным: оно определяется избранными траекториями перелетов туда и обратно. На рис. 166, а показаны гомановские траектории перелетов на Марс и обратно,

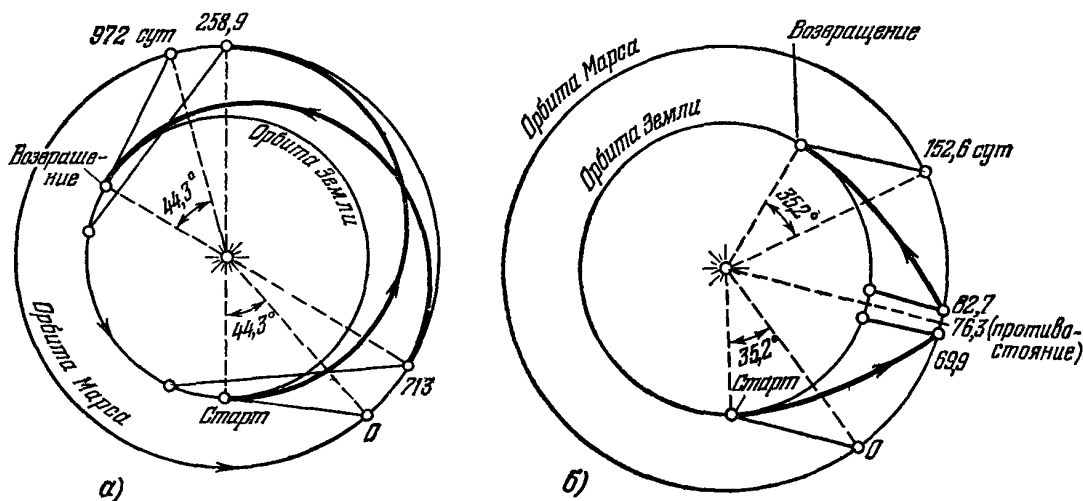


Рис. 166. Экспедиция Земля — Марс — Земля при а) гомановских и б) параболических траекториях перелета в обоих направлениях.

требующие минимальных энергетических затрат на всю экспедицию, а на рис. 166, б — аналогичные параболические траектории. При обеих экспедициях траектория возвращения с и м м е т р и ч н а траектории перелета на Марс.

В случае симметричности траекторий прибытия и возвращения полная продолжительность экспедиции находится по следующему правилу, которое почти очевидно и делается ясным, если обратиться к конкретным примерам: *полная продолжительность экспедиции ($T_{\text{полн}}$) равна удвоенному времени (τ) между стартом и противостоянием* (нижним соединением для Меркурия и Венеры), сложен-

ному с целым числом (n) синодических периодов ($P_{\text{син}}$), при котором полная продолжительность не меньше удвоенного времени перелета ($T_{\text{пер}}$):

$$T_{\text{полн}} = 2\tau + nP_{\text{син}} \geq 2T_{\text{пер}}. \quad (1)$$

Время ожидания находится по формуле

$$T_{\text{ожид}} = T_{\text{полн}} - 2T_{\text{пер}}. \quad (2)$$

В случае рис. 166, а $n=1$, а для рис. 166, б, $n=0$. Очевидно, условию (1) могут удовлетворять и большие значения n . Это значит, что полная продолжительность экспедиции и время ожидания всегда могут быть увеличены на целое число синодических периодов. Увы, позволить себе такую роскошь можно разве лишь при экспедиции на Меркурий (см. столбец 7 табл. 3).

По формулам (1), (2) вычислены данные столбцов 2, 3, 4 в табл. 13 и 14, причем значения τ взяты из столбца 11 табл. 6 и столбца 7 табл. 7 в § 4 гл. 13, значения $P_{\text{син}}$ — из столбца 7 табл. 3, а $T_{\text{пер}}$ — из столбца 8 табл. 6 и столбца 3 табл. 7.

Из соображений симметрии очевидно, что скорость старта с поверхности планеты при возвращении равна скорости падения (или примерно скорости входа в атмосферу) при прибытии с Земли. Аналогично скорость схода с круговой орбиты спутника при возвращении равна тормозному импульсу выхода на орбиту при прибытии. При вычислении суммарных характеристических скоростей, приведенных в столбцах 5, 6, 7 табл. 13 и 14, принималось, кроме того, что при посадке на планеты, имеющие атмосферу, вовсе не используется реактивное торможение. Потери при посадке на планеты, лишенные атмосферы, и при старте с поверхностей принимались равными 14% скорости освобождения на поверхности. Выход на орбиту и сход с нее предполагались происходящими без потерь.

Существуют сомнения в возможности полного аэродинамического торможения как при выходе на орбиту вокруг Марса, так и при посадке на него: атмосфера очень разрежена, а масса корабля слишком велика. Поэтому в табл. 13 и 14 для высадки на Марс в скобках указано значение суммарной характеристической скорости при полностью реактивном торможении (с учетом потерь).

В табл. 13 и 14 не приведены суммарные характеристические скорости при старте с земной поверхности, так как во всех практически реальных случаях неизбежен монтаж межпланетного корабля на низкой околоземной орбите.

Рассмотрим внимательнее табл. 13 и 14. Даже если взять минимальное значение из всех суммарных характеристических скоростей, приведенных в них, а именно 5,741 км/с — пилотируемый корабль выходит на низкую орбиту вокруг Марса путем одного лишь аэродинамического торможения и затем с нее возвращается на Землю, и принять очень большую для ЖРД скорость истечения

Таблица 13. Межпланетные экспедиции при гомановских траекториях перелетов туда и обратно

Небесное тело	Минимальная полная продолжительность экспедиции		Минимальное время ожидания, сут	Суммарная характеристическая скорость при старте с орбиты высотой 200 км, км/с		
				околоземная орбита — низкая орбита — Земля		околоземная орбита — поверхность — Земля
	сут	звездные годы		Реактивное торможение	Аэродинамическое торможение	
1	2	3	4	5	6	7
Меркурий	277,9	0,76	66,9	20,562	—	27,8
Венера	759,5	2,08	467,3	10,270	6,888	15,7
Марс	971,9	2,66	454,1	7,869	5,741 (?)	10,0 (16,4)
Юпитер	2209,6	6,05	214,6	42,23	24,27	75,5
Сатурн	4759,7	13,03	341,5	29,33	18,31	49,0
Уран	12058,1	33,01	341,9	21,56	14,77	33,0
Нептун	22646,9	62,0	281,3	22,81	15,53	35,6
Плутон	33602,5	92,00	293,9	14	—	16,6
Луна	10		любое	6,7	—	8,5

Таблица 14. Межпланетные экспедиции при параболических траекториях перелетов туда и обратно

Небесное тело	Минимальная пол- ная продолжитель- ность экспедиции		Мини- мальное время ожида- ния, сут	Суммарная характеристическая скорость при старте с орбиты высотой 200 км, км/с		
				околоземная орбита — низкая орбита — Земля		околоземная орбита — по- верхность — Земля
	сут	звездные годы		Реактив- ное тормо- жение	Аэродинами- ческое торможение	
1	2	3	4	5	6	7
Марс	152,6	0,42	12,8	43,491	26,121	30,4 (52,0)
Юпитер	1007,0	2,76	197,6	49,01	28,88	80,1
Сатурн	2124,1	5,82	276,1	35,13	21,94	52,6
Уран	5061,4	13,86	107,8	26,13	17,44	35,6
Нептун	9821,1	26,89	343,5	25,61	17,18	37,2
Плутон	14207,4	38,90	83,8	22,43	15,6	24,6
Луна	2		любое	5,6÷5,8	—	9,6

$w=5$ км/с (фторо-водородное топливо под высоким давлением), то для значения $\bar{V}=V/w=5,741:5=1,148\approx 1,0$ (округление в «хорошую» сторону!) находим в табл. 16 Приложения II для конструктивной характеристики $s=15$ значение относительной начальной массы $P\approx 3$ при любом числе ступеней n . Значит, в случае полезной нагрузки $m_n=50$ т корабль с ЖРД должен при отлете с околоземной орбиты иметь массу $M_0=150$ т. Он может быть смонтирован посредством двух запусков ракет «Сатурн-5»¹⁾ или непосредственно выведен на траекторию полета к Марсу модифицированной ракетой «Сатурн-5». Однако возможность захвата марсианской атмосферой столь массивного корабля (гораздо больше 50 т — еще не все топливо израсходовано) сомнительна.

Экспедиция на поверхность Марса при гомановских траекториях ($V=10,0$ км/с). При $w=5$ км/с, $s=15$ имеем $P=9,601$, если число ступеней $n=2$ (нет смысла брать большее значение n ; см. табл. 16 Приложения II). При $m_n=50$ т $M_0=480$ т: 5 запусков ракет «Сатурн-5»!

Однако тот же корабль, снабженный ЯРДУ с $w=10$ км/с, $s=15$ или $s=20$ при любом числе ступеней имел бы начальную массу порядка 150 т ($P\approx 3$), т. е. мог бы быть выведен на низкую околоземную орбиту одной модифицированной ракетой «Сатурн-5».

В работе [4.101] утверждается, что в общем случае экспедиции на Марс корабль с ЖРД примерно втрое массивнее корабля с ЯРД. Это подтверждается табл. 16 Приложения II, когда монтируемый корабль с ЖРД ($w=5$ км/с) имеет две или больше ступеней. Если корабль одноступенчатый, то выигрыш будет четырехкратным.

Экспедиция на поверхность Марса при параболических траекториях ($V=30,4$ км/с). Если даже отбросить сомнения в возможности погасить скорость входа 21 км/с одной лишь атмосферной подушкой, обнаруживаем, что даже при использовании ЯРДУ с $w=10$ км/с ($\bar{V}\approx 3$) трехступенчатый корабль при $s=15$ и двухступенчатый при $s=20$ будут иметь начальную массу порядка 1500 т ($P\approx 30$). Лишь при использовании газофазной ЯРДУ с $w=20$ км/с будем при $s=15$; 20 иметь $P\approx 5$ и $M_0=250$ т.

Экспедиция на поверхность Меркурия при гомановских траекториях ($V=27,8$ км/с). Большие наклон и эксцентриситет орбиты Меркурия еще увеличат приведенное в табл. 13 значение суммарной характеристической скорости, и мы будем иметь примерно ту же энергетическую картину, что и при экспедиции на поверхность Марса при параболических траек-

¹⁾ В этих расчетах, как и во многих цитирующихся работах, предполагается, что полезная нагрузка ракеты «Сатурн-5» равна 100 т. На самом деле она несколько больше (115—120 т), но часть нагрузки будет уходить на нужды самого монтирования [4.101].

ториях в обоих направлениях; может помочь делу только газофазная ЯРДУ.

Экспедиция на низкую орбиту вокруг Венеры ($V=10,270$ км/с). Эта операция энергетически столь же трудна для ракетной техники, как и рассмотренная выше экспедиция на поверхность Марса (суммарные характеристические скорости почти совпадают).

Экспедиция на низкую орбиту вокруг Меркурия ($V=20,562$ км/с). При $\omega=5$ км/с, $s=20$, $n=5$ и округленном значении $V=20$ км/с имеем $P=76,20$, т. е. $M_0=3810$ т. Итак, ЖРД бесполезны. Но при $\omega=10$ км/с, $s=20$, $n=4$ имеем $P \approx 8,5$, т. е. $M_0 \approx 425$ т (при $n=1$ $M_0=556$ т). Ракета класса «Нова» (полезная нагрузка 450 т) могла бы вывести на низкую околоземную орбиту такой корабль с ЯРДУ¹⁾.

Обращаясь теперь к планетам юпитерианской группы, мы не обнаруживаем в табл. 13 ничего утешительного. Даже экспедиции на низкие орбиты спутников Урана и Нептуна, использующие аэродинамическое торможение, нуждаются в ядерных двигателях, но чудовищные продолжительности делают и их совершенно нереальными. Полеты по параболическим траекториям лишь увеличивают суммарную скорость, а продолжительности экспедиций, хотя и сокращаются, остаются огромными.

Итак, лишь экспедиция на Марс по гомановским траекториям может обойтись монтажом на околоземной орбите корабля, использующего ЖРД. Твердофазные ЯРД, согласно американским публикациям, начнут действовать в космосе, возможно, уже в 80-х годах, и проектирование экспедиций с такими двигателями вполне оправдано²⁾.

Еще больший эффект дало бы использование газофазных ЯРД со скоростями истечения $\omega=50 \div 70$ км/с. Так, при $\omega=52$ км/с 150-тонный корабль, стартовав с низкой орбиты, смог бы совершить 153-суточную «дважды параболическую» экспедицию на поверхность Марса, не воспользовавшись его атмосферой как тормозной подушкой, или аналогичную 6-летнюю экспедицию на Сатурн, воспользовавшись, однако, его атмосферой. При $\omega=70$ км/с делается возможной 3-летняя экспедиция на поверхность Юпитера корабля с начальной массой порядка 150 т и 14-летняя экспедиция на поверхность Урана 85-тонного корабля (полезная нагрузка предполагается всюду равной 50 т)³⁾.

¹⁾ При учете наклона и эксцентриситета орбиты Меркурия и тоже при условии использования ЯРД указывалось значение $M_0=1000$ т [4.116].

²⁾ Утверждается даже, что «планирование полетов космических кораблей на химическом топливе для межпланетной миссии человека является пустой тратой времени» [4.24]. С этим трудно не согласиться.

³⁾ Рекомендуем читателю проверить эти выводы по табл. 14 и табл. 16 Приложения II.

Как видим, даже при столь эффективной двигательной установке, как ядерная газофазная, свобода передвижения по Солнечной системе вовсе не является полной: сохраняются длительные сроки, если в экспедицию уходят компактные корабли. Сокращение сроков возможно за счет увеличения скоростей, и даже газофазные ЯРД не избавят нас в этом случае от монтажа на орбите. Роль Юпитера в качестве естественного ускорителя при полетах к дальним планетам сохранится, но благоприятное для операции расположение планет не будет частым.

Существенное облегчение при экспедициях на околопланетные орбиты может быть достигнуто, если выбирать не низкие орбиты, а эллиптические с большим эксцентриситетом [4.112].

Несколько замечаний о выборе монтажной околоземной орбиты. Здесь все рассуждения аналогичны рассуждениям § 3, но как бы «прокручиваются в обратном направлении». При полете на Марс по гомановской траектории наименьшая скорость схода с круговой «монтажной» орбиты требуется в том случае, если она расположена на уже упоминавшейся высоте 85 544 км. При этом стартующий с орбиты корабль должен иметь наименьшую массу, но ракеты, доставляющие на орбиту отдельные его части и баки с топливом, должны быть гораздо более мощными, чем в случае использования низкой орбиты. Как правило, придется, видимо, использовать низкие промежуточные орбиты.

В случаях, когда добавок скорости будет особенно велик (при полете на далекие планеты), вероятно, будет выгодно использовать эллиптическую промежуточную орбиту [4.114]. При этом львиная доля энергетических затрат будет возлагаться на ракеты, стартующие с Земли. Они будут вынуждены развивать значительную скорость (больше круговой) при выходе на орбиту в ее перигее, но зато старт с орбиты межпланетного корабля (также в перигее) потребует меньшей скорости. Поэтому суммарная характеристическая скорость для корабля, монтируемого на орбите, уменьшается. (Правда, выигрыш будет заведомо меньше 3 км/с — разницы между параболической и круговой скоростями у кромки атмосферы.) В результате, хотя общие энергетические и материальные затраты и возрастут, масса межпланетного корабля уменьшится.

§ 6. Экспедиции с траекториями возвращения, несимметричными траекториям прибытия

Экспедиция на Марс с минимальными энергетическими затратами продолжается примерно 1000 сут (972 сут при рассмотрении упрощенной модели орбит Земли и Марса). Сокращения продолжительности экспедиции можно достичь, если отказаться от того, чтобы траектории полета туда и обратно были симметричными. При этом удается сильно сократить время ожидания, но суммарная характе-

ристическая скорость возрастает (на 3—4 км/с при посадке на поверхность), так как приходится направлять корабль по траекториям, которые не касаются планетных орбит, а пересекают их.

На рис. 167 показана траектория, соответствующая 456-суточной экспедиции к Марсу, начинающейся 28 декабря 1981 г., с временем ожидания 20 сут [4.111]. Траектория полета Земля — Марс близка к гомановской. Траектория Марс — Земля имеет перигелий внутри орбиты Венеры, а афелий — вне орбиты Марса. Сокращение продолжительности экспедиции получается из-за того, что корабль

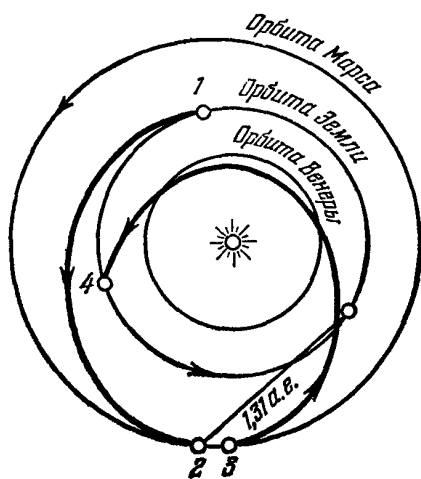


Рис. 167 456-суточная экспедиция Земля — Марс — Земля: 1 — старт 28 декабря 1981 г., 2 — посадка на Марс 4 августа 1982 г., 3 — старт с Марса 24 августа 1982 г., 4 — возвращение 29 марта 1983 г. [4.111]

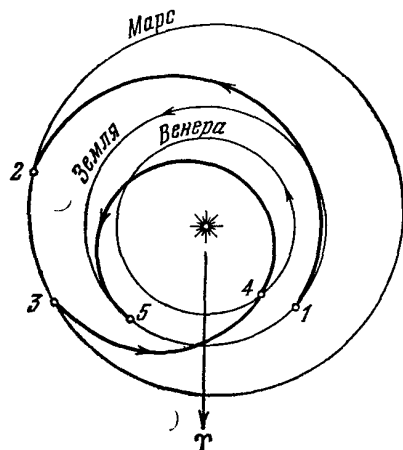


Рис. 168. 642-суточная экспедиция Земля — Марс — Венера (облет) — Земля: 1 — старт 10 ноября 1981 г., 2 — прибытие к Марсу 5 августа 1982 г., 3 — отправление от Марса 24 октября 1982 г., 4 — пролет Венеры 27 февраля 1983 г. на расстоянии 4700 км от поверхности, 5 — вход в атмосферу 15 августа 1983 г. со скоростью 12 км/с [4.115]

имеет большую, чем Земля, угловую скорость в перигелии, что позволяет ему быстро догнать Землю. Экспедиции такого рода, имеющие продолжительность порядка 400—500 сут и время ожидания около 20 сут, требуют скорости отлета с Марса порядка 9 км/с и обладают одним существенным недостатком: вход в атмосферу Земли при возвращении происходит со скоростью, которая в разные сезоны колеблется от 14 до 21 км/с [4.102].

Эту скорость, однако, можно уменьшить до 12—16 км/с, если на обратном пути при первом пересечении орбиты Венеры воспользоваться попутным «гравитационным ударом» со стороны Венеры. Показано, что это возможно в любой период, благоприятствующий экспедиции [4.102]. Схема подобной 642-суточной экспедиции приведена на рис. 168 [4.115].

Можно поступить и иначе: заменить траектории прибытия и возвращения их зеркальными отражениями, совершив облет Венеры

на пути к Марсу [4.106]. Схема такой экспедиции была показана на рис. 145 в § 3 гл. 17 [4.47].

Увеличение суммарной характеристической скорости при сокращенных длительностях полетов (по сравнению с «дважды гома-новской» схемой) делает в случае использования ЖРД в марсианском корабле обязательным монтаж корабля на околоземной орбите, даже если речь идет только о выходе на орбиту спутника Марса (конечно, при реактивном торможении). Для 425-суточной экспедиции с пребыванием в окрестности Марса в течение 20 сут и при условии, что используется фторо-водородное топливо, начальная масса корабля на околоземной орбите равна примерно 1000 т в неблагоприятный период (1980 г.) и 670 т в благоприятный период (1986 г.), что требует запусков четырех — шести модифицированных ракет «Сатурн-5» [4.102].

При экспедиции на орбиту вокруг Меркурия полезно воспользоваться попутным облетом Венеры (см. § 3 гл. 18). Попутный облет Венеры при возвращении на Землю позволяет уменьшить менее чем на 10% импульс схода с орбиты спутника Меркурия, несколько уменьшает скорость входа в атмосферу Земли, но увеличивает продолжительность экспедиции на 50—80% [4.116].

§ 7. Операции на околопланетных орбитах, пролетных траекториях и поверхностях

До сих пор мы рассматривали такие схемы экспедиций, которые предусматривают или выход всей полезной нагрузки на околопланетную орбиту, или спуск ее целиком на поверхность планеты.

Но в большинстве проектов (кроме разве тех, в которых предусматривается использование газофазных ЯРД) корабль выходит на орбиту вокруг Марса, а затем на поверхность планеты, как и в третьем варианте экспедиции на Луну (§ 4 гл. 12), опускается лишь часть полезной нагрузки — посадочный аппарат, входящий в атмосферу со скоростью 3,5 км/с. Масса теплозащитного экрана будет невелика. Аппарат после заключительной встречи с кораблем остается на околопланетной орбите.

В случае, если выход на орбиту вокруг Марса осуществляется с помощью аэродинамического торможения, описанная схема дает чистый энергетический выигрыш по сравнению с вариантом спуска на поверхность всего межпланетного корабля: орбитальный корабль должен будет при отлете на Землю набрать лишь скорость, дополняющую круговую до необходимой гиперболической, а не всю гиперболическую скорость, как при старте с поверхности. Посадочный же отсек должен только выйти на орбиту, а не на гиперболическую траекторию отлета.

Если, однако, выход на орбиту вокруг Марса всего корабля осуществляется за счет ракетного торможения, то выигрыш в энер-

гии не будет безусловным, как при экспедиции на Луну: затрачивается топливо, которое при посадке всего корабля на поверхность могло бы быть сэкономлено благодаря сопротивлению атмосферы. Но вследствие того, что масса посадочного отсека может быть мала по сравнению с массой всего корабля, значительного выигрыша все же можно достичь. Чем меньше масса посадочного отсека, тем ближе расход топлива к случаю, когда посадка на поверхность вообще не производится. В предельном случае, когда массой посадочного отсека можно совсем пренебречь по сравнению с полной массой полезной нагрузки (автоматический посадочный зонд), экономия суммарной характеристической скорости составляет примерно 2 км/с.

Выход на орбиту вокруг Марса имеет и дополнительные неприципиальные преимущества: возможность тщательного выбора места посадки, использование корабля на орбите в качестве промежуточной станции для радиосвязи с Землей, соображения безопасности и т. д.

Экспедиция по схеме рис. 167 (§ 6) предусматривает по опубликованным расчетам [4.111] монтаж корабля массой 1190 т в течение 3 месяцев при посредстве 10 запусков ракет «Сатурн-5». Корабль несет 5 ядерных двигателей «Нерва-2» тягой 104 тс каждый, один из которых используется при старте с Марса посадочных отсеков (для чего требуется 30,4 т водорода). Двигатели отбрасываются по мере их использования: вблизи Земли, после выхода на орбиту вокруг Марса, после старта с нее. Полезная нагрузка 113 т, экипаж 8 человек.

По другому проекту [4.102] в случае 450-суточной экспедиции корабль может иметь массу 930 т на орбите в благоприятный период (1986 г.) и 1240 т в неблагоприятный период (1980 г.), если используется фторо-водородное топливо. Требуется 5—7 запусков модифицированных ракет «Сатурн-5».

В принципе возможна посылка на Марс космического корабля без его монтажа на околоземной орбите. Для этого необходимы носитель класса ракеты «Нова» (способный выводить на низкую орбиту полезную нагрузку 450 т), непременно использование ядерных двигателей на межпланетном корабле и обязательный спуск на Марс не всего корабля, а небольшого отсека с людьми. При этом, конечно, обязательно аэродинамическое торможение при спусках на Марс и на Землю [4.101].

Наконец, большой энергетический выигрыш можно получить, если основную часть корабля вообще не выводить на орбиту вокруг планеты, а заставить задержаться на орбите или на поверхности только небольшой пилотируемый отсек. Отсек отделяется от базового корабля еще до достижения планеты, спрямляет свой путь с помощью разгонного импульса собственной двигательной установки и достигает планеты раньше корабля. Недолгое время ожидания отсека проходит на околопланетной орбите или на поверхности пли-

неты (если речь не идет о Венере). В момент пролета основного корабля мимо планеты отсек с людьми стартует с орбиты или поверхности и осуществляет встречу с ним на гиперболической траектории. Космонавты переходят из отсека в базовый корабль. В случае экспедиции на Марс корабль затем совершает активный поворотный маневр, чтобы быстрее прибыть на Землю и встретить по

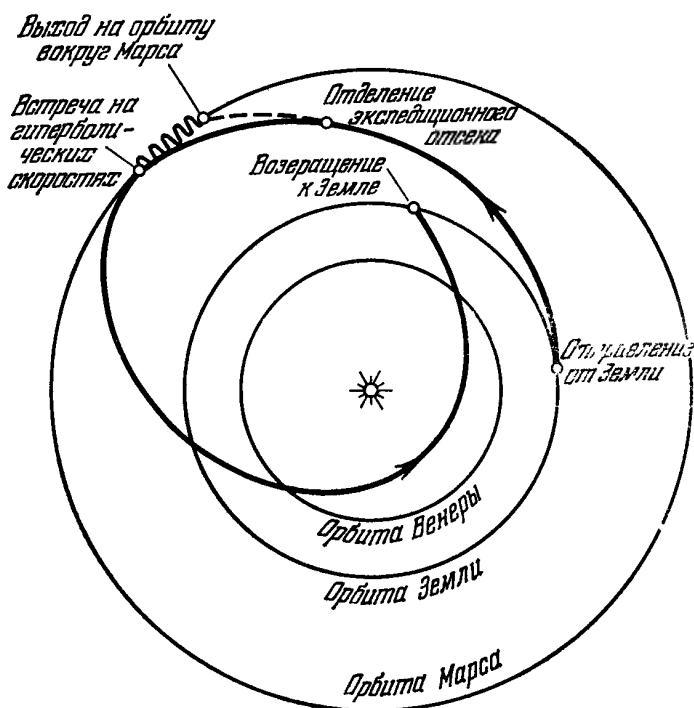


Рис. 169. Сочетание облета Марса с запуском пилотируемого спутника Марса [4 47].

пути Венеру (для уменьшения скорости входа в земную атмосферу). В случае экспедиции на орбиту вокруг Венеры активный маневр не нужен, и отсек, если бы не было коррекций, мог в принципе сопровождать базовый корабль до самой Земли. Энергетический выигрыш очевиден: в пределе («остановочный» автоматический зонд очень небольшой массы) вся операция эквивалентна простому (активному или пассивному) облету планеты [4.47, 4.112, 4.117].

На рис. 169 [4.47] показана описываемая схема экспедиции на орбиту вокруг Марса (волнистая линия — вид околопланетной орбиты в гелиоцентрической системе). Аналогично выглядит и схема высадки на поверхность (без волнистой линии).

В одном из исследований [4.117] посадка на Марс экспедиционного отсека предусматривается через 110 сут после его отделения. Время ожидания 2—3 недели. Активный маневр после встречи требует $0,4 \div 2,4$ км/с (в разные периоды). Утверждается, что масса, выводимая на околоземную орбиту при использовании описанной операции, будет на 30% меньше той, которая бы понадобилась,

чтобы направить к Марсу два корабля, встречающиеся на орбите около него (очевидно, с той же полезной нагрузкой) [4.117].

Согласно другой работе [4.112] при полезной нагрузке 40,9 т, включая массу экспедиционного отсека 4,5 т, начальная масса корабля составит 240 т в благоприятный сезон и 450 т в неблагоприятный при удельном импульсе ЖРД 450 с, если отсек выводится на орбиту с перигелийским расстоянием 1,1 радиуса Марса и эксцентриситетом 0,72. Монтаж такого корабля требует двух запусков ракет «Сатурн-5» (в неблагоприятный сезон — модифицированных с присоединенными большими РДТТ), один из которых выводит разгонный блок для схода с околоземной орбиты.

Особый вариант описанной схемы заключается в посылке к Марсу двух кораблей, причем один совершает посадку или выходит на околопланетную орбиту, а другой пролетает планету и принимает на борт экипаж первого корабля после встречи с ним на гиперболической траектории [4.118].

Выше было показано, что даже в будущем, когда войдут в строй газофазные ЯРД, трудности пилотируемых полетов к планетам группы Юпитера будут велики. Неоднократно выражалась надежда, что с прогрессом космической техники окажется возможным заранее запланированное использование водорода, добываемого из льда на поверхностях некоторых спутников юпитерианских планет, в качестве рабочего тела ЯРДУ в последующих операциях

§ 8. Экспедиции на астероиды

В последнее время высказывается мнение, что экспедиция на какой-либо астероид должна предшествовать экспедиции на Марс. Дело в том, что из огромного числа астероидов нетрудно, по-видимому, выбрать объект для экспедиции, не требующий, во-первых, чрезмерных энергетических затрат и, во-вторых, слишком большой длительности экспедиции. Первому обстоятельству благоприятствует слабое притяжение даже самых крупных астероидов и то, что их орбиты в большинстве случаев имеют малые эксцентриситеты и умеренные наклоны (см. § 2 гл. 20). Что касается второго обстоятельства, то предоставляется возможность сократить до минимума время ожидания, если подобрать соответствующий астероид назначения.

Обратимся к схеме экспедиции на Марс при параболических траекториях полета в обоих направлениях (рис. 166 в § 5). Здесь время ожидания уже близко к нулю, так как момент прибытия на Марс отделен лишь 6 сутками от даты противостояния. Немного превысив третью космическую скорость, можно отправить корабль на Марс по такой траектории, что он прибудет на планету в момент противостояния и теоретически (если забыть об эксцентриситете и

наклоне орбиты) сможет в тот же момент отправиться по симметричной траектории в обратный путь.

Очевидно, для какой-то гипотетической планеты с определенным радиусом орбиты могла бы найтись аналогичная гомановская траектория перелета, позволяющая по прибытии к планете назначения сразу же отправиться в обратный путь по второй половине эллипса прибытия. Время гомановского перелета для этого должно быть равно 1; 1,5; 2; 2,5, ... годам, чтобы Земля могла прийти в начальную точку орбиты через 2; 3; 4; 5... лет после старта, когда туда же прибудет возвращающийся корабль. Для случая двухлетней экспедиции радиус R гипотетической орбиты (в а. е.) найдется из соотношения

$$1 = \frac{\sqrt{2}}{8} \sqrt{(1+R)^3}$$

(см. формулу (10) в § 4 гл. 13), откуда

$$R = \sqrt[3]{32} - 1 = 2,174 \text{ а. е.}$$

Близкие к этому значению большие полуоси орбит имеют астероиды группы Флоры. Орбита астероида Веста (диаметр 380 км) имеет большую полуось 2,3617 а. е., эксцентриситет 0,089, наклон $7,13^\circ$. Если пренебречь наклоном, то суммарная характеристическая скорость при полете по полуэллиптической орбите в перигелий Весты равна 12,410 км/сек, в афелий — 14,290 км/с. Если учитывать наклон, то энергетически оптимальные экспедиции на Весту (минимум суммы импульсов схода с околоземной орбиты и торможения при посадке на Весту и минимум скорости отлета с Весты; торможение у Земли аэродинамическое) возможны в 1974—1976 гг. и в 1978—1980 гг. Для первой экспедиции: старт в январе 1974 г. (4,375 км/с); посадка на Весту в январе 1975 г. (5,490 км/с); время перелета 1,042 года; время ожидания 0,365 сут; взлет с Весты в январе 1975 г. (5,270 км/с); возвращение на Землю в январе 1976 г.; время перелета 0,959 года; продолжительность всей экспедиции 2,002 года; суммарная характеристическая скорость 15,135 км/с. Соответствующие данные для второй экспедиции: март 1978 г. (5,338 км/с); декабрь 1978 г. (6,017 км/с); 0,770 года; 7,30 сут; январь 1979 г. (5,079 км/с); январь 1980 г.; 1,030 года; 1,820 года; 16,425 км/с. Увеличение импульсов скоростей на несколько десятков метров в секунду позволяет изменять время ожидания, снижая его до нуля или увеличивая в десятки раз [4.119].

Указанные значения суммарных характеристических скоростей примерно равны соответствующим значениям для «дважды гомановских» экспедиций на поверхности Венеры и Марса (во втором случае с реактивной посадкой; см. табл. 13 в § 5).

Малая сила тяжести на астероиде позволяет высадившимся на нем космонавтам быстро произвести обследование значительной

площади, совершая в скафандрах прыжки на высоту 1 км без риска затеряться в пространстве, если только радиус астероида превышает 1—2 км. Посадки на астероидах, вероятно, не потребуют специальных посадочных отсеков. Физической силы космонавтов будет достаточно, чтобы нужным образом установить корабль на поверхности. Можно думать, что поверхностные породы на астероидах окажутся более рыхлыми, чем на больших планетах, и космонавтам совсем легко будет вырыть пещеры для защиты от метеоритов и вспышек на Солнце [4.120].

§ 9. Использование кораблей с малой тягой

Нетрудно предвидеть выгоды, которые сулит применение кораблей с малой тягой для межпланетных полетов человека.

Очевидно, межпланетный корабль с двигателями малой тяги (электрическими или солнечными) должен выводиться на околоземную орбиту с помощью мощной ракеты-носителя или, скорее всего, монтироваться на орбите. Затем осуществляется маневр ухода по спирали из сферы действия Земли, после чего начинается гелиоцентрическое движение при сложном управлении тягой корабля, которое должно обеспечить возможность захвата корабля полем тяготения планеты-цели. Внутри сферы действия посредством торможения осуществляется спуск на низкую орбиту искусственного спутника по скручивающейся спирали.

Чтобы вернуться на Землю, корабль, двигаясь по раскручивающейся спирали, достигает параболической скорости и, вырвавшись из сферы действия планеты-цели, переходит на гелиоцентрическую траекторию. Если не ставится задача повторного использования корабля, то этап снижения на низкую орбиту спутника Земли может быть заменен непосредственным входом в атмосферу посадочного отсека и последующим его аэродинамическим торможением.

Полезная нагрузка межпланетных кораблей с малой тягой должна составлять значительную часть начальной массы корабля. Она всегда может быть еще увеличена дополнительно, если сознательно пойти на увеличение продолжительности экспедиции. Этот метод не может быть использован в случае применения импульсных ракет, так как увеличение продолжительности экспедиции сверх того времени, которое требуется при использовании гомановских траекторий, смысла не имеет.

Задача отыскания оптимального управления тягой при перелете с помощью электрического двигателя заключается в том, чтобы, задавшись определенным уровнем полезной нагрузки, совершить путешествие в возможно более сжатые сроки или, наоборот, задав продолжительность экспедиции, совершить ее при максимальной полезной нагрузке.

На рис. 170, а и б показаны траектории полета к Марсу и обратно, рассчитанные с учетом эксцентриситета и наклона орбиты Марса [4.25, 4.121]. Предполагается, что двигатель позволяет регулировать величину и направление тяги во время полета.

Старт с околоземной орбиты производится 24 марта 1971 г. Через 50 сут (12 мая) достигается параболическая скорость. Еще через

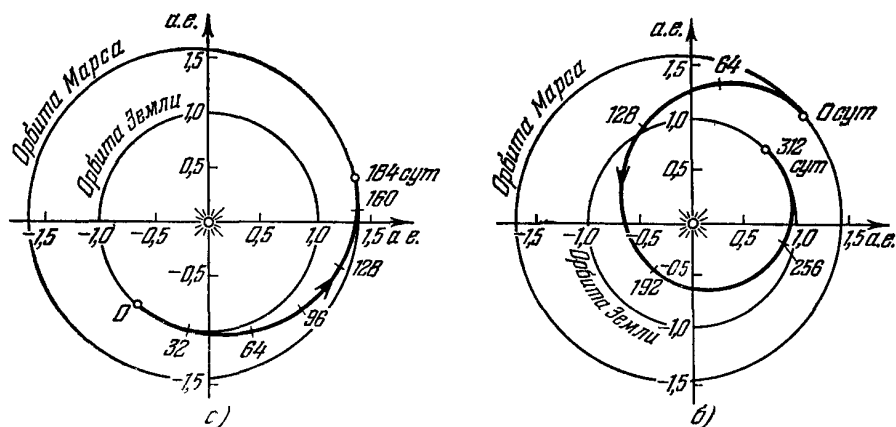


Рис. 170 644-суточная экспедиция Земля — Марс — Земля на кораблях с двигателями малой тяги: а) траектория Земля — Марс; б) траектория Марс — Земля [4.121].

184 сут, 12 ноября 1971 г., корабль достигает района Марса и начинает спиральный спуск, заканчивающийся через 24 сут. После этого немедленно начинается разгон по раскручивающейся спирали, заканчивающийся еще через 24 сут, 30 декабря 1971 г. Таким образом, время пребывания в окрестности Марса совершенно не включает в себя пассивного полета корабля. Гелиоцентрический перелет Марс — Земля продолжается 312 сут, и 7 ноября начинается спиральный спуск на орбиту спутника Земли, заканчивающийся через 50 сут, 27 декабря 1972 г. Вся экспедиция продолжается 644 сут, и общая ее схема сильно напоминает 400—500-суточные импульсные экспедиции; схема типичной такой экспедиции была показана на рис. 167 (§ 6).

Для операции, изображенной на рис. 170, полезная нагрузка составляет 19% начальной массы корабля на околоземной орбите; на двигательную установку (включающую в себя в бортовую электростанцию) приходится 24% ее, а на рабочее тело — 57%. Эти данные соответствуют двигательной установке с довольно большой «удельной массой»: на каждый киловатт выходной мощности реактивной струи приходится 10 кг массы. Если же «удельную массу» уменьшить вдвое, то доля полезной нагрузки возрастает до 36% за счет рабочего тела, на которое теперь приходится лишь 40% массы корабля [4.25].

Столь большой доли полезной нагрузки мы не видели, когда занимались импульсными полетами. А ведь в излагаемой схеме экспедиция завершается выходом на околоземную орбиту, а не

входом в атмосферу. Наконец, высказывалось убеждение, что уже в ближайшие годы удельная масса ядерно-электрической установки сможет снизиться до 1 кг на киловатт выходной мощности реактивной струи [4.122].

Для того чтобы читатель мог получить представление о тех оптимальных траекториях и программах тяги, которые возможны, приводятся рис. 171 [4.123] и 172 [4.25]. На этот раз свобода управления тягой ограничена («нерегулируемый двигатель»): тяга неизменна по величине, но может менять необходимым образом свое направление, а также, конечно, выключаться. Предполагается, что путешествие оканчивается аэродинамическим торможением при входе в атмосферу Земли (что может привести к посадке на Землю или в принципе к выходу на орбиту спутника). Предполагается пассивный полет вокруг Марса в течение какой-то части времени пребывания в его окрестности. Этот отрезок времени выбирается так, чтобы удовлетворить главной цели — добиться минимума продолжительности всей экспедиции. При этом задаются тяга, расход и суммарное время работы двигателя. Высоты начальной околоземной орбиты и конечной вокруг Марса — 300 км. Бросается в глаза внешнее сходство некоторых траекторий с траекториями, показанными на рис. 167, 168 (§ 6).

На рис. 172, б показаны траектории, соответствующие большей продолжительности путешествия, чем минимальная. Благодаря этому появляются пассивные участки траектории (пунктирные).

Продолжительности экспедиций к Венере имеют примерно те же значения, что и экспедиций к Марсу. Максимальное ускорение $2 \div 3 \text{ мм/с}^2$ ($\approx 2 \div 3 \cdot 10^{-4} g$) обеспечивает полеты к Марсу или Венере с возвращением на Землю примерно через 1,5 года. Полет к Марсу продолжительностью 1,5 года возможен даже при максимальном ускорении 1 мм/с^2 . Период ожидания (между выходом на орбиту высотой 300 км над поверхностью Марса и стартом с нее) может быть равен нулю, но может без лишних затрат рабочего тела быть увеличен примерно на 50 сут для Марса и 25 сут для Венеры, если вся экспедиция удлинится на 40 сут. Уменьшение полной продолжительности экспедиции вдвое требует увеличения на порядок как величины реактивного ускорения, так и расхода энергии (точнее, величины J ; см. § 2 гл. 3) [4.124].

Обратимся теперь к экспедиции на орбиту вокруг Юпитера. Если считать, что корабль приближается к Юпитеру до высоты орбиты его ближайшего спутника Амальтеи (182 000 км), то вся экспедиция продолжается 1090 сут при максимальном реактивном ускорении $a_p = 2 \text{ мм/с}^2$ и 1000 сут при $a_p = 3 \text{ мм/с}^2$ ¹⁾. Продолжительность спуска до орбиты Амальтеи и последующего разгона с нее до

¹⁾ При максимальном $a_p = 5 \text{ мм/с}^2$ это время уменьшается лишь до 890 сут [4.124].

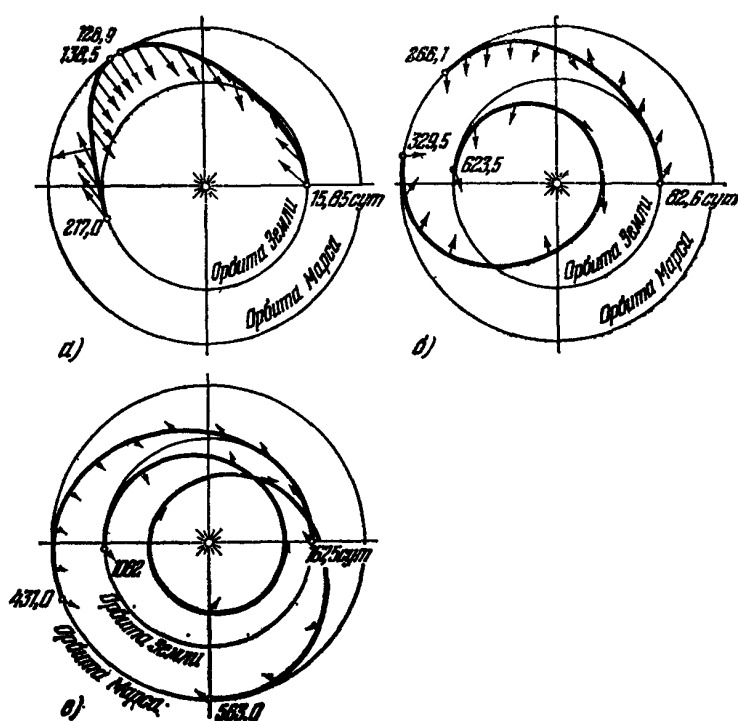


Рис 171. Оптимальные траектории и программы тяги для экспедиций Земля — Марс — Земля на кораблях с двигателями малой тяги при скорости истечения $w=200$ км/с и начальных реактивных ускорениях a_{po} равных а) $5 \cdot 10^{-4}$ g, б) 10^{-4} g; в) $0,5 \cdot 10^{-4}$ g [4.123].

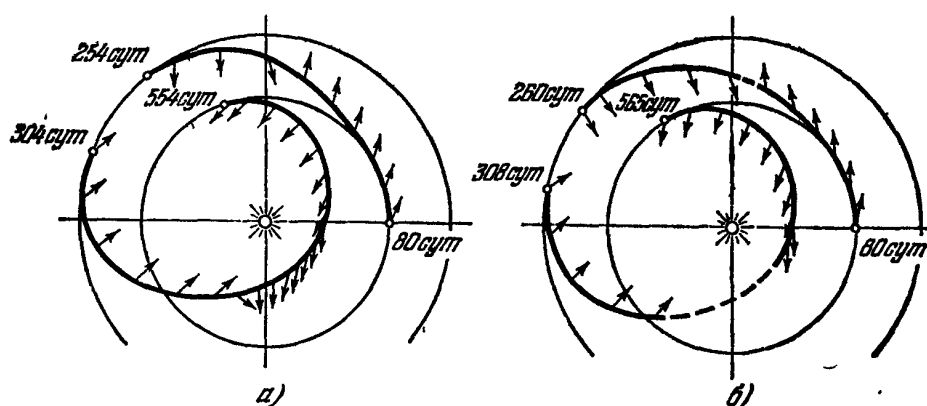


Рис. 172. Оптимальные траектории и программы тяги для экспедиций Земля — Марс — Земля при $w=80$ км/с, $a_{po}=10^{-4}$ g [4.25]: а) случай минимальной продолжительности экспедиции; б) случай большой продолжительности (пунктир — пассивный участок траектории)

параболической скорости равна 270 и 180 сут. Благодаря мощному полю тяготения Юпитера на спиральное движение вблизи него тратится столько же рабочего тела, как и на перелеты туда и обратно между орбитами Земли и Юпитера. Энергетические затраты на экспедицию к Юпитеру примерно втрое больше, чем на экспедиции к Марсу и Венере [4.124].

Как видим, экспедиции с малой тягой не дают выигрыша во времени по сравнению с импульсными перелетами при технически реальных реактивных ускорениях, но дают большой выигрыш в полезной нагрузке. Выигрыш во времени при полетах к дальним планетам обнаруживается, как мы знаем (глава 14), если цель полета — простой пролет мимо планеты, без выхода на орбиту и без возвращения на Землю. К пилотируемым полетам это не может относиться.

Полет человека на борту электрического корабля встретит ряд трудностей. Опасность вызывает долгое время пребывания в околоземном поясе радиации и в поясах радиации других планет (например, Юпитера); часть полезной нагрузки уйдет на создание усиленной радиационной защиты. Биологи высказывают опасение, что мощное магнитное поле на борту электрического корабля может задержать обновление клеток организма.

Несомненно, межпланетные корабли с малой тягой смогут хорошо служить в качестве перевозчиков грузов. Можно себе представить, что в будущем до запуска к Марсу пилотируемого корабля с людьми будет дан старт грузовому электрическому кораблю, который, двигаясь «малой скоростью», доставит «багаж космонавтов» на орбиту вокруг Марса уже после их прибытия туда.

По мнению некоторых специалистов, электрические корабли при полетах к Юпитеру окажутся более выгодными и по полезной нагрузке, и по продолжительности полета, чем ядерные ракеты. Ядерные двигатели, возможно, будут использоваться на вторых или третьих ступенях ракет-носителей для вывода на околоземную орбиту кораблей, снабженных электрическими двигателями [4.125].

Как это ни удивительно, но уже выражается уверенность, что и солнечный парус сможет послужить в качестве двигателя для корабля с человеком: квадратный парус 2000×2000 м доставит к Марсу и обратно корабль массой 25 т за $900 \div 1000$ сут [4.32]. Легко себе представить, что в будущих межпланетных перелетах солнечные паруса иногда смогут играть роль резервного двигателя в случае, например, внезапной потери топлива из-за пробоя бака крупным метеоритом. Вспомним плавание в 1934 г. под парусами ледокольного парохода «Сибиряков», потерявшего гребной винт во льдах Берингова моря ¹⁾.

¹⁾ В научно-фантастическом рассказе А. Кларка «Солнечный ветер» происходят спортивные состязания солнечных яхт, стартовавших со стационарной орбиты (см. также [4.46]).

§ 10. Немного о будущем

Мы видели, какие усилия тратятся специалистами, чтобы добиться максимального сокращения длительности экспедиций. С этой целью, в частности, стремятся уменьшить период ожидания до такой степени, чтобы только могла быть проведена минимальная программа исследований. Между тем неизбежно наступление момента, когда научные задачи станут столь сложны, что потребуют длительного пребывания на планете. Например, понадобятся продолжительные экскурсии в области, отдаленные на сотни километров от места высадки космонавтов на Марсе. Сделается необходимым создание если не полностью стационарных баз на Марсе (с регулярно сменяемым персоналом), то хотя бы полустационарных — с временным, но длительным обитанием на них людей. Тогда, возможно, и «дважды гомановские» экспедиции представят интерес. Но пройдет немало времени, прежде чем люди на Марсе отважатся пропустить благоприятный для возвращения на Землю момент, чтобы сознательно остаться на Марсе на целый синодический период. Увы, природные условия, возможно, вообще этого не допустят...

Сложные межпланетные экспедиции требуют для своего осуществления большой начальной массы стартующего с околоземной орбиты корабля. Как видно из приводившихся выше многочисленных расчетов, даже использование такой мощной ракеты-носителя, как «Сатурн-5», требует многих стартов с Земли для сборки одного корабля на орбите. Использование орбитального самолета «Шатл» сделает всю операцию, возможно, более дешевой, но, пожалуй, еще более громоздкой: количество запусков увеличится примерно в пять раз. Поэтому не прекращаются исследования по разработке носителей, способных выводить на низкую околоземную орбиту значительно большие нагрузки, вплоть до 2000 т [4.126]. Важнейшую роль должно сыграть использование воздушно-реактивных двигателей, а на верхних ступенях — ядерных двигателей, особенно жидко- и газофазных.

В свое время, очевидно, будет разработана и транспортная система, аналогичная той, о которой говорилось в § 6 гл. 12 применительно к лунным операциям. При этом особое значение должно иметь экономическое обоснование такой системы. Такое обоснование тесно связано с механикой космического полета. В конечном счете критерием оптимизации станет не минимум энергетических затрат и не минимальная масса на околоземной орбите, а какой-то стоимостный критерий.

Позволим себе немного помечтать. Некоторые специалисты выражают уверенность ¹⁾, что где-то в конце текущего столетия или

¹⁾ См., например, статью В. Курта в сборнике докладов американского симпозиума 1966 г. [4.127].

начале следующего удастся создать газофазные ЯРД совершенно безопасные для окружающей среды, так называемые «газофазные ЯРД с прозрачной ампулой». Сообщая скорость истечения порядка 50 км/с и больше, такие двигатели могли бы включаться у поверхности Земли. Оснащенный ими корабль напомнил бы те корабли, которые так полюбились авторам научно-фантастических романов и их читателям. Эти книжные корабли как будто бы вовсе не нуждаются в запасах рабочего тела, стыковке для заправки, не отбрасывают никаких ступеней и т. д. Что ж, корабль с «газофазными ЯРД с прозрачной ампулой» во многом напоминал бы корабли фантастов. Обладая массой 150 т (в 12 раз меньше «Шатла»!), он при скорости истечения 50 км/с мог бы, неся полезную нагрузку 50 т, стартовать с поверхности Земли, чтобы, нигде не заправляясь, совершить 6-летнюю экспедицию с выходом на низкую орбиту, проходящую внутри кольца Сатурна, и дополнительным маневрированием в его окрестностях.

ПОЛЕТЫ ЗА ПРЕДЕЛЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Глава 23

ПРЕДДВЕРИЕ ПОЛЕТА К ЗВЕЗДАМ

§ 1. Заплутонное пространство

Мы не имеем представления о том, что находится за орбитой Плутона. Вполне возможно, что сам небольшой Плутон со своим открытым в 1978 г. спутником Хароном является одним из членов второго семейства астероидов, расположенного во внешней части Солнечной системы. Был же открыт астрономом Коуэлом в том же богатом открытиях 1978 году темный объект диаметром порядка 100 км, движущийся по орбите с перигелием чуть ближе орбиты Сатурна и афелием немного ближе орбиты Урана.

До сих пор мы в этой книге не занимались вопросами полетов в заплутонную область, так как не знали объектов, которые могли бы служить целью полетов. Правда, существует гипотеза о том, что на расстоянии от 100 000 до 150 000 а. е. от Солнца находится так называемое *кометное облако Оорта*, представляющее собой «родину комет». Возмущения со стороны звезд, как предполагают, «сталкивают» некоторые кометы внутрь Солнечной системы. Это — долгопериодические кометы. Когда долгопериодическая комета оказывается вблизи планеты из группы Юпитера, она может под действием притяжения планеты перейти на орбиту короткопериодической кометы [5.1].

Ближайшая к Солнцу звезда находится на расстоянии 270 000 а. е., т. е. 4,27 светового года ($1 \text{ световой год} = 9,47 \times 10^{12} \text{ км} = 63 \text{ 000 а. е.}$).

Сфера действия Солнца по отношению к ядру Галактики имеет радиус 60 000 а. е., т. е. почти 1 световой год или примерно 1500 средних расстояний Плутона от Солнца.

Заплутонное пространство — это огромная область, окружающая свою сердцевину — Солнечную систему. Физические условия в ней определяются уже не только Солнцем, но и межзвездной средой. Изучение этого пространства средствами космонавтики представляет большой интерес. Мы рассмотрим здесь представляющиеся возможности с одной точки зрения: сколько времени требуется для проникновения космического аппарата на достаточно далекие от Солнца расстояния.

§ 2. Полеты с большой тягой

При старте с третьей космической скоростью полет до границы сферы действия Солнца будет продолжаться 1,1 млн. лет (расчет по формуле (12') в § 4 гл. 13). Разумеется, траектории полетов в заплутонную область должны быть резко гиперболическими. Рассмотрим возможности сокращения длительности полетов в заплутонную область.

1. *Попутный пролет Юпитера.* Максимальным эффект пролета будет при сходе с низкой околоземной орбиты со скоростью 18,3 км/с. Тогда $V_{\infty} = 46,9$ км/с и за 50 лет преодолевается 600 а. е., причем Плутон будет пройден через 3 года [5.2].

2. *Активный маневр вблизи Солнца.* Рассмотрим рис. 123 в § 7 гл. 13. Если на нем поменять направления всех стрелок на обратные («обратить движение»), то, считая в случае 1 центр притяжения Солнцем (а не планетой), а круговую орбиту — орбитой Земли, придем к следующему выводу: *при уходе из сферы действия Солнца в тех случаях, когда $V_{\infty} > V_3 \cdot \sqrt{2}$, т. е. когда заданная скорость на бесконечности больше скорости освобождения на расстоянии 1 а. е. от Солнца (42,122 км/с), выгоднее совершить двухимпульсный маневр.* Этот маневр заключается в том, что сначала космический аппарат посылается внутрь Солнечной системы (как, скажем, «Гелиос») и затем в перигелии его орбиты сообщается второй, разгонный импульс. Желательно, чтобы перигелий был расположен как можно ближе к Солнцу. Чем ближе — тем меньше сумма двух импульсов и тем больше выигрыш по сравнению с прямым уходом с орбиты Земли.

Пусть наша цель — удалиться по гиперболе, для которой $V_{\infty} = 100$ км/с. При этом за 50 лет можно было бы достичь расстояния от Солнца 1074 а. е. При перигелии 0,01 а. е. сумма импульсов составила бы около 34 км/с, в том числе 20,07 км/с при сходе с низкой околоземной орбиты и 13,8 км/с — импульс в перигелии. Но при желании выйти на траекторию $V_{\infty} = 600$ км/с (чтобы за 50 лет достичь расстояния 6320 а. е.) придется затратить суммарную характеристическую скорость 334 км/с (импульс в перигелии 314 км/с) [5.2]. Тяжелейшая задача даже для газофазных ЯРД!

3. *Активный маневр вблизи Солнца при полете к Солнцу через Юпитер.* Этот вариант никаких особых выгод не дает, так как космический аппарат приходит в окрестность Солнца почти с той же скоростью, что и при сходе с орбиты Земли.

4. *Маневр вблизи Солнца после облета Сатурна и Юпитера* [5.2]. Имеется в виду активный облет Сатурна, после которого космический аппарат, начав совершать обратное обращение, направляется навстречу Юпитеру. В результате планетоцентрическая скорость увеличивается настолько, что из пертурбационного ма-

невра в поле Юпитера достигается чуть ли не максимум возможного. К сожалению, оптимистические выводы автора работы [5.2], предложившего описанный маневр, оказались ошибочными. В работе утверждалось, что этот маневр позволяет выйти на гиперболу $V_{\infty} \leq 180$ км/с даже без импульса вблизи Солнца; достаточно, если сумма импульсов при сходе с околоземной орбиты и у Сатурна достигает 13 км/с. Ошибочность этого вывода делается ясной из рассмотрения порядков скоростей Сатурна, Юпитера и максимальных возможностей, предоставляемых их полями тяготения¹⁾.

Заметим, что уход от Солнца по гиперболе с достаточно большой скоростью на бесконечности V_{∞} (скажем, 100 км/с и более), уже начиная с расстояния 1 а. е. от Солнца, происходит с почти постоянной скоростью, близкой V_{∞} . Это позволяет легко оценить время импульсного полета на большие расстояния. При $V_{\infty} = 100$ км/с (доступная величина при активном маневре вблизи Солнца) граница сферы действия Солнца достигается примерно за 2800 лет ($100 \text{ км/с} = 21,1 \text{ а. е./год}$).

Нужны другие средства.

§ 3. Полеты с малой тягой

На расстоянии от Солнца, равном среднему расстоянию Плутона, гравитационное ускорение равно $3,8 \cdot 10^{-17}$ м/с². Если принять реактивное ускорение равным $10^{-4} g \approx 10^{-3}$ м/с² (а оно может быть в несколько раз больше), то гравитационным ускорением следует пренебречь. Тогда, предполагая движение происходящим с постоянным реактивным ускорением a (очень грубое предположение), мы для расстояния $R = 60\,000 \text{ а. е.} = 9 \cdot 10^{15} \text{ м}$ найдем из формулы $R = at^2/2$ время t . Оно оказывается равным $4,24 \cdot 10^9 \text{ с} = 134$ годам. Фактически оно может быть в несколько раз меньше. Итак, исследование заплутонного пространства с помощью аппаратов, оснащенных ядерными электроракетными двигателями, вполне реально.

В нашем случае скорость космического аппарата в конце пути равна $V = at = 10^{-3} \cdot 4,24 \cdot 10^9 \text{ м/с} = 4240 \text{ км/с}$. Скорость эта огромна, но она все же весьма далека от скорости света 300 000 км/с. Это оправдывает наш расчет, не учитывающий эффектов теории относительности.

Одна из задач полетов далеко за орбиту Плутона — уточнение шкалы межзвездных расстояний путем прямых триангуляционных измерений²⁾.

¹⁾ Автор настоящей книги, покориленный красотой предложенного в работе [5.2] маневра, изложил результат работы во втором издании этой книги, не заметив его ошибочности. На эту ошибку указал читатель книги А. Блинов (студент-физик из Новосибирска), которому автор чрезвычайно признателен.

²⁾ Jaffe L. D., Ivie C. V. — Icarus, 1979, v. 39, № 3.

Глава 24

МЕЖЗВЕЗДНЫЕ ПОЛЕТЫ

§ 1. Астронавтика — составная часть космонавтики

В этой книге мы до сих пор так и не перешагнули за границы сферы влияния Солнца. Между тем понятие космоса эквивалентно понятию «вселенная», а значит, космические полеты должны заключаться в чем-то большем, нежели полеты к телам Солнечной системы и в запланетное пространство. Вселенная состоит из множества галактик — колоссальных скоплений звезд, звездных облаков, более мелких скоплений, газовых и пылевых туманностей и т. д. Галактики отделены друг от друга расстояниями, примерно в десятки раз превышающими их размеры. В одной из рядовых галактик (ее называют Галактикой — с большой буквы) находится в качестве рядовой звезды Солнце, а всего в ней примерно 120 миллиардов звезд. Диаметр Галактики 85 000 световых лет.

Раздел космонавтики, занимающийся вопросами полетов к звездам, следовало бы назвать *астронавтикой*, что означает «звездоплавание», хотя слово «астронавтика» и употребляется за рубежом (а сравнительно недавно употреблялось и у нас) в том же смысле, что и «космонавтика». Проблемы звездоплавания лишь намечаются в настоящее время в общих контурах и разработаны в основном с точки зрения механики полета, но не с точки зрения ракетно-технической ¹⁾.

Именно поэтому, а также потому, что детальное изложение механики межзвездных перелетов в достаточно доступной форме представляет немалые трудности, эта последняя глава книги резко отличается от предыдущих. Полеты к звездам будут, вероятно, происходить со скоростями, близкими к скорости света (*релятивистские скорости*). Поэтому механика межзвездных полетов основана на теории относительности Эйнштейна, а сколько-нибудь детальное изложение последней потребовало бы гораздо большего места.

¹⁾ Тем не менее вышедшая в США в 1972 г. «Библиография по межзвездным путешествиям и коммуникациям» содержит 450 названий статей, книг и отчетов.

§ 2. Фотонная ракета — средство осуществления межзвездных полетов

В популярной литературе иногда «подсчитывают» время перелета до ближайшей звезды делением расстояния до нее на начальную и вдобавок г е о ц е н т р и ч е с к у ю скорость, а именно на третью космическую скорость 16,65 км/с. Получается 77 000 лет (читатель может проверить). Разумеется, такое деление не имеет физического смысла. Как уже говорилось в § 2 гл. 23, полет при названной начальной скорости до границы сферы действия Солнца должен продолжаться 1,1 млн. лет. Кроме того, даже если забыть о поистине геологическом масштабе времени перелета, при таком полете скорость на границе сферы действия Солнца равна нулю, и, значит, у космического корабля не больше шансов на встречу со звездой, чем у самого Солнца. (То же, собственно говоря, касается и уже летящих космических аппаратов, например «Пионера-10»: слишком мала величина V_{∞} .)

Если говорить о п и л о т и р у е м ы х полетах к звездам (а именно о них всегда говорится), то ясно, что на расстояниях, измеряемых световыми годами, полеты должны происходить со скоростями, близкими к скорости света.

Это требует колоссального расхода энергии, что, в свою очередь, возможно только при условии полного (или почти полного) превращения массы рабочего тела в энергию электромагнитного излучения по формуле Эйнштейна $E=mc^2$, где E — энергия, m — масса покоя, c — скорость света. Предполагается, что одна половина рабочего тела представляет собой вещество, а другая — антивещество, которые, вступая в реакцию, аннигилируют, т. е. превращаются в электромагнитное излучение.

Получаемому электромагнитному излучению придается направленный характер, т. е. поток фотонов устремляется в одном определенном направлении подобно лучу прожектора. Фотонный, или световой, двигатель звездолета и представляет собой, по существу, такой прожектор колоссальной мощности. И, как всякий прожектор, такой двигатель должен иметь экран — зеркало, отражающее поток фотонов в сторону, противоположную направлению полета. Это огромное зеркало — своеобразное сопло фотонного двигателя — будет, видимо, наиболее примечательной деталью конструкции звездолета.

В настоящее время существуют лишь самые общие и смутные представления по вопросам о том,

каким путем может быть добыто антивещество;

как оно может быть сохранено, чтобы не прореагировало со стенками баков, и что собой должны представлять эти баки;

как должно быть устроено зеркало-отражатель, чтобы оно не испарилось под действием излучения (обычно утверждается, для

этого зеркало должно поглощать не более миллионной доли процента фотонов).

Мы не будем здесь вдаваться в детали соображений технологического характера (отсылаем читателя к имеющейся, в основном популярной, литературе [5.3, 5.4]), а остановимся на некоторых принципиальных моментах.

§ 3. Обобщенная формула Циолковского

Фундаментальный факт теории относительности заключается в том, что скорость света в вакууме является в любой системе координат предельной для любых движений материальных тел и представляет собой барьер, к которому теоретически можно приблизиться сколь угодно близко, но который не может быть преодолен. В частном случае движения ракеты (фотонной или нефотонной — безразлично) этот факт приводит к обобщенной формуле Циолковского ¹⁾

$$\frac{m_k}{m_0} = \left(\frac{1 - \frac{v_k}{c}}{1 + \frac{v_k}{c}} \right)^{\frac{c}{2w}},$$

где m_k и m_0 — конечная и начальная массы покоя корабля, v_k — конечная скорость корабля в земной системе отсчета, c — скорость света, w — скорость истечения рабочего тела (относительно корабля). Эта формула справедлива для любой скорости истечения w . В случае, когда скорость истечения w равна скорости света c (а именно так обстоит дело в фотонном звездолете),

$$\frac{m_k}{m_0} = \sqrt{\frac{1 - \frac{v_k}{c}}{1 + \frac{v_k}{c}}} \quad \text{или} \quad \frac{m_0}{m_k} = \sqrt{\frac{1 + \frac{v_k}{c}}{1 - \frac{v_k}{c}}},$$

где $m_0/m_k = z$ — число Циолковского.

Выражение для приобретенной фотонолетом скорости будет иметь вид

$$\frac{v_k}{c} = \frac{1 - \left(\frac{m_k}{m_0}\right)^2}{1 + \left(\frac{m_k}{m_0}\right)^2} \quad \text{или} \quad \frac{v_k}{c} = \frac{z^2 - 1}{z^2 + 1}.$$

Отсюда видно, что фотонолет не может достичь скорости света (не может быть $v_k = c$), так как для этого было бы необходимо соб-

¹⁾ Эта формула выводится в разных книгах [5.5, 5.6]

людение условия $m_k/m_0=0$ (или $z=\infty$), т. е. понадобилось бы, чтобы в с я масса звездолета (включая полезную нагрузку) превратилась в кванты излучения.

Если мы желаем достичь скорости, равной 0,9 скорости света ($v_k=0,9 c$), то число Циолковского должно быть равно $z=\sqrt{1,9/0,1}= \sqrt{19}=4,36$. При $v_k=0,94 c$ мы будем уже иметь значение $z=\sqrt{1,94/0,06}=\sqrt{32,3}=5,7$.

Предполагается, что полет до звезды должен происходить следующим образом. Звездолет разгоняется до максимальной скорости (порядка, например, 270 000 км/с), затем движется с выключенным двигателем при постоянной скорости и, наконец, тормозится до нулевой скорости. Затем, по-видимому, осуществляется операция выхода на орбиту искусственной планеты, а потом (возможно, сразу) — операция выхода на орбиту искусственного спутника планеты, входящей в систему звезды. Наконец, осуществляется высадка на планету.

Возвращение в Солнечную систему совершается в обратном порядке и включает в себя этапы разгона до околосветовой скорости, полета с постоянной скоростью и торможения.

Естественно представить себе фотонный звездолет, состоящим из четырех ступеней, причем первая ступень осуществляет разгон при полете к звезде, вторая — торможение, третья — разгон при возвращении, четвертая — торможение перед прибытием в Солнечную систему. Если считать отношения масс для субракет одинаковыми и равными z , то отношение масс для всей ракеты (т. е. отношение начальной массы к конечной — после завершения последнего торможения) равно $Z=z^4$. Для случая $v_k=0,9 c$ оно составит $Z=4,36^4=19^2=361$, а для $v_k=0,94 c$ будет $Z=5,7^4=32,3^2=1043$. Если принять конечную массу за 200 т [5.3, 5 4] (сюда входит не только полезная нагрузка, но и конструкция последней ступени, в том числе отражатель), то для $v_k=0,9 c$ получаем начальную массу $M_0=72\ 200$ т, а для $v_k=0,94 c$ уже будет $M_0=208\ 600$ т.

Полученные значения, конечно, огромны, если учесть, что фотонный звездолет заведомо не может быть построен на Земле из-за тех бедствий, которые бы обрушил на земной шар его двигатель. Монтаж гигантского корабля на достаточно удаленной от Земли орбите представляет значительные трудности, но все же не кажется абсолютно невозможным¹⁾.

Приводившееся выше значение массы корабля, возвращаемой в Солнечную систему, является, вероятно, заниженным. Но вряд ли оно должно достигать сотен тысяч тонн, как иногда указывают [5.7].

¹⁾ Часто высказывается мнение, что фотонный двигатель должен включать-ся лишь на окраинах Солнечной системы, куда корабль доставляется, видимо, с помощью электрических двигателей,

§ 4. Продолжительности полетов

Из многочисленных популярных статей большинству читателей, конечно, известно, что полет со скоростью, близкой к скорости света, должен сопровождаться замедлением течения времени в звездолете. Вследствие этого после возвращения астронавтов на Землю обнаруживается, что по их часам путешествие продолжалось значительно меньшее время, чем по часам землян.

Указанное явление представляет собой непреложное следствие специальной теории относительности. Выводы этой теории, непривычные с точки зрения обычного «здравого смысла», логически вытекают из следующего твердо установленного экспериментального факта: скорость света в вакууме в любой системе координат имеет одно и то же значение независимо от собственной скорости системы координат. Поэтому, например, при измерении на Земле скорости света от внеземного источника получается одна и та же величина независимо от того, нагоняет луч света Землю или Земля движется ему навстречу. Таков закон природы.

При этом течение времени как на Земле, так и в корабле может рассматриваться в двух системах отсчета — земной и корабельной. В табл. 15 указаны соответствующие времена для экспедиции до звезды Проксима Центавра (расстояние от Земли 4,27 светового года), причем предполагается разгон до максимальной скорости 250 000 км/с с постоянным ускорением $a=10$ м/с² [5.8].

Таблица 15. Время в годах на Земле и в звездолете при полете к Проксиме Центавра в двух системах отсчета [5.8]

Этап полета	В земной системе отсчета		В корабельной системе отсчета	
	Время на Земле	Время в корабле	Время на Земле	Время в корабле
1	2	3	4	5
Разгон от Солнечной системы	1,45	1,14	0,8	1,14
Полет с постоянной скоростью	3,33	1,85	1,03	1,85
Торможение при подлете к звезде	1,45	1,14	4,40	1,14
Пребывание у звезды	1,00	1,00	1,00	1,00
Разгон от звезды	1,45	1,14	4,40	1,14
Полет с постоянной скоростью	3,33	1,85	1,03	1,85
Торможение при подлете к Солнечной системе	1,45	1,14	0,8	1,14
Полное время	13,46	9,26	13,46	9,26

Чем больше реактивное¹⁾ ускорение (то ускорение, которое замеряется акселерометром на звездолете), тем быстрее достигается максимальная скорость корабля. Но ограниченная выносливость человеческого организма к перегрузкам ставит предел увеличению ускорения.

С другой стороны, ограниченность числа Циолковского ставит предел величине максимальной скорости. Если бы не это обстоятельство, то можно было бы вообще отказаться от среднего участка полета с постоянной скоростью и, доведя скорость на середине пути до максимальной величины, начать торможение корабля. Правда, при этом отношение масс может достичь непомерной величины, но ведь «в принципе» и такое возможно: можно, например, «отправить» в путешествие (хотя бы на бумаге) какую-нибудь планету Солнечной системы, сжигая по пути в «котле аннигиляции» всю ее массу, кроме небольшой кабины астронавтов (неясно только, где взять антипланету или хотя бы «антиполупланету» для аннигиляции).

Итак, если не обращать внимания на технические трудности, связанные с отношением масс, то в земной системе отсчета делается достижимой скорость полета, сколь угодно близкая к скорости света, причем корабельное время резко сокращается. В результате оказываются достижимыми самые отдаленные звезды и даже самые отдаленные галактики за корабельное время, не превышающее нескольких десятков лет, т. е. во всяком случае за время жизни одного поколения экипажа.

Допустим, что разгон происходит с постоянным ускорением a , под которым мы понимаем ускорение, измеряемое бортовым акселерометром корабля. Тогда, если за время разгона проходит путь s , измеряемый в земной системе отсчета, то корабельное время разгона можно определить по формуле [5.9]

$$t_{\text{кор}} = \frac{c}{a} \operatorname{Arch} \left(1 + \frac{as}{c^2} \right),$$

где Arch , обозначает функцию, обратную гиперболическому косинусу

$$\operatorname{ch} x = \frac{e^x + e^{-x}}{2}.$$

При расчетах следует учитывать, что 1 световой год $= 9,463 \cdot 10^{15}$ м, а 1 год $= 31,5 \cdot 10^6$ с.

Соответствующее корабельному земное время находится по формуле [5.6, 5.9]

$$t_{\text{зем}} = \frac{c}{a} \operatorname{sh} \frac{at_{\text{кор}}}{c},$$

¹⁾ Далее мы опускаем слово «реактивное», так как нет смысла учитывать гравитационное ускорение в межзвездном пространстве.

где гиперболический синус

$$\operatorname{sh} x = \frac{e^x - e^{-x}}{2}.$$

Если, в частности, корабль разгоняется до середины расстояния S до цели, а затем тормозится, то полное корабельное время полета до цели в одном направлении («туда») равно

$$T_{\text{кор}} = \frac{2c}{a} \operatorname{Arch} \left(1 + \frac{aS}{2c^2} \right).$$

По этой формуле были вычислены корабельные продолжительности полетов до различных объектов при разных a [5.9]¹⁾. Оказалось, что при $a=10 \text{ м/с}^2$ ($\approx g=9,81 \text{ м/с}^2$) полет до звезды Альфа Центавра (расстояние $4,55$ светового года $= 4,3 \cdot 10^{13} \text{ км}$) в одну сторону должен продолжаться $3,6$ года, до центра Галактики ($2,84 \cdot 10^{17} \text{ км}$) — $19,72$ года, до Туманности Андромеды ($7,1 \cdot 10^{18} \text{ км}$) — $25,9$ года. При ускорении же $a=30 \text{ м/с}^2$ соответствующие времена будут $1,77$; $7,23$; $9,33$ года, а при $a=300 \text{ м/с}^2$ — $0,314$; $0,873$; $1,079$ года [5.9]²⁾. За год — до Туманности Андромеды! Впрочем, последние два ускорения не выдержит организм человека.

Таким образом, выводы теории относительности позволяют надеяться на принципиальную возможность осуществления даже межгалактических перелетов за время жизни менее одного поколения. Сколько же времени пройдет при этом на Земле? Земную продолжительность полета в одном направлении можно вычислить по формуле

$$T_{\text{зем}} = \frac{2c}{a} \operatorname{sh} \frac{aT_{\text{кор}}}{2c}.$$

Но даже без вычислений ясно, что продолжительности очень далеких рейсов в земной системе отсчета, если их измерять в годах, должны численно лишь немного превышать расстояние до цели, измеряемое в световых годах. Это происходит потому, что основная часть земного времени уходит на движение со скоростью хотя и переменной, но уже мало отличающейся от скорости света [5.10]. Таким образом, полет до Туманности Андромеды должен по земным часам продолжаться несколько более $1,5$ млн. лет в одну сторону и свыше 3 млн. лет туда и обратно³⁾. Естественно при этом задать

¹⁾ Даже такое ускорение принято считать довольно высоким. Высказывается мнение [5.3, 5.4], что на первом этапе освоения межзвездного пространства будут достижимы ускорения, в несколько раз меньшие $g=9,8 \text{ м/с}^2$.

²⁾ Мы приводим расстояния до целей в соответствии с источником [5.9]. Они отличаются от ныне принятых. Поэтому и данные о корабельной продолжительности перелета должны быть сейчас уточнены. Для полета к Туманности Андромеды получается время 28 лет [5.10].

³⁾ Исходя из современных данных о расстоянии до Туманности Андромеды [5.10].

вопрос: есть ли смысл после подобного перелета возвращаться на Землю? Проблемы социально-психологического характера, которые при этом возникают, должны быть хорошо известны читателю из популярной и главным образом научно-фантастической литературы. Полет к другим галактикам есть — при условии возвращения на Землю — также и полет в будущее. Этот факт является безусловным выводом теории относительности.

Но почему вообще должны совершаться столь трудные и рискованные экспедиции, которым нет смысла возвращаться на Землю? Почему в механике фотонных ракет обычно не рассматриваются полеты автоматических межзвездных станций? Вероятно, дело тут в исторической традиции. Между тем полет автоматической станции мог бы совершаться с очень большими перегрузками. Сокращение времени на борту станции имело бы только значение для проблемы надежности бортовых устройств. Возвращение на Землю при этом было бы заменено радиопередачей.

§ 5. О «собственных» скоростях звездолета

Во избежание недоразумений сделаем одно замечание. В приведенных выше формулах фигурировала величина $at_{\text{кор}}$. По размерности она представляет собой некоторую скорость, а именно *характеристическую* (в обычном смысле) *скорость*. Это та скорость, которую определит система инерциальной навигации звездолета. Условно ее иногда называют «собственной» скоростью звездолета [5.9]. Но фактически эта величина не выражает скорости движения корабля ни в какой системе отсчета (в корабельной системе отсчета сам корабль неподвижен), а характеризует лишь запасы рабочего тела в звездолете (как это было и при межпланетных полетах). Она может быть определена по обычной формуле Циолковского, если известно отношение масс ракеты, а именно:

$$v_{\text{соб}} = c \ln \frac{m_0}{m_k}.$$

Нетрудно заметить, что «собственная» скорость после разгона в течение года корабельного времени при ускорении $a=10 \text{ м/с}^2$ заведомо превысит скорость света c (если, конечно, для этого хватит рабочего тела), и это лишний раз показывает, что как скорость она не имеет смысла. При полете к Туманности Андромеды с ускорением $a=10 \text{ м/с}^2$ максимальная «собственная» скорость (на середине пути) равна $13,59 c$, а при $a=300 \text{ м/с}^2$ составляет $17,0 c$ [5.9].

Иногда вводится в рассмотрение еще одна скорость, не имеющая физического смысла. Ее получают делением расстояния до цели в земной системе отсчета на корабельное время полета («скорость по собственному времени»). Для дальних полетов эта фиктивная скорость достигает колоссальных значений. Например, для расстояния

до Туманности Андромеды $1,5 \cdot 10^6$ световых лет при корабельном времени перелета 28 лет она более чем в 50 000 раз превышает скорость света.

Наблюдатель на корабле может определить скорость своего движения по эффекту Доплера и при этом, конечно, получит величину, меньшую скорости света (он определит относительную скорость, с которой навстречу ему приближается звезда-цель). Может показаться неясным, каким образом в таком случае корабль за какие-то несколько лет преодолевает расстояния в тысячи и миллионы световых лет. Но дело в том, что в корабельной системе отсчета нет таких колоссальных расстояний. Пространство для корабля как бы сжато в направлении движения (следствие специальной теории относительности), и на малое время приходится делить малое же расстояние.

В столь сжатом изложении механики движения с околосветовыми скоростями невозможно ответить на все безусловно возникающие у читателя вопросы. Популярному и непопулярному изложению специальной и (реже) общей теории относительности посвящено немало книг, к которым мы и отсылаем читателя [5.5, 5.7, 5.11—5.14]. Чисто астронавтические вопросы подробно освещены в неоднократно цитировавшейся книге Е. Зенгера [5.9], ставшей уже классической. Ряд работ [5.5, 5.15] посвящен специально «парадоксам времени» при межзвездных полетах.

§ 6. Мечта или реальность?

Насколько реальны межзвездные полеты?

Важно подчеркнуть, что если полеты фотонных звездолетов когда-нибудь осуществляются, то они, несомненно, будут сопровождаться явлениями, о которых выше шла речь. Весь вопрос в том, могут ли быть построены фотонные ракеты.

Технические трудности создания аннигиляционного фотонного двигателя столь велики, что подавляющему большинству современных физиков представляются непреодолимыми в сколько-нибудь обозримом будущем. Много неясного также в вопросе о защите экипажа от встречного потока межзвездного газа, набегающего на корабль со скоростью, близкой к скорости света, и потому порождающего опасное жесткое излучение оболочки корабля. Есть и другие трудности.

Для суждений о возможности осуществления межзвездных полетов типичны следующие четыре варианта.

1-й вариант (мнение физика-пессимиста): «Фотонные ракеты никогда не будут созданы. Даже несравнимо более легкая задача управляемого термоядерного синтеза, освобождающего ничтожно малую часть энергии по сравнению с полной аннигиляцией, встре-

тилась с огромными трудностями. Что уж тут говорить о фотонных звездолетах! Это — тема для писателей-фантастов».

2-й вариант (физик-оптимист): «Возможно, что фотонные ракеты будут созданы через несколько сотен лет, а возможно, что и не будут созданы никогда. Но, вероятно, человечество найдет иные, неракетные способы передвижения в межзвездном пространстве. Например, удастся использовать воздействие электрических и магнитных полей в межзвездном пространстве... Если ракетный способ оказался хорош для межпланетных сообщений, это не значит, что он годится и для межзвездных. Что-нибудь придумают!»

3-й вариант (ракетчик-пессимист): «Сомнительно, чтобы нам когда-нибудь удалось создать фотонный двигатель. Для производства антивещества и его хранения нужно затратить столько же энергии, сколько содержится в самом антивеществе. Энергетических мощностей мира не хватит для создания того количества антивещества, которое нужно хотя бы для одного перелета. А если и удастся создать антивещество, то это не значит, что удастся создать и аннигиляционный двигатель. Межзвездные полеты будут происходить с помощью электроракетных двигателей, на малых скоростях. Они будут продолжаться сотни и тысячи лет (все равно по какому времени — земному или корабельному). В этом нет ничего страшного: или цели достигнут отдаленные потомки стартовавших с Земли астронавтов (планы преобразования природы на Земле также требуют труда многих поколений)¹⁾, или астронавтов будут замораживать, усыплять. Что-нибудь придумают! Такие полеты пригодятся как средство эмиграции жителей Земли и колонизации близких областей Вселенной». (С последним утверждением согласен и физик-пессимист.)

4-й вариант (ракетчик-оптимист): «Межзвездные полеты фотонных ракет станут реальностью очень скоро. Вероятно, это произойдет в первой четверти будущего столетия. Технические затруднения не принципиальны. Когда писал свои первые труды Циолковский, тоже было немало скептиков. (Оживляясь.) Антижелезо можно будет подвешивать в баках с помощью магнитного поля. (Совсем бодро.) А массу отражающего зеркала можно резко уменьшить, если сделать его сетчатым, как в радиолокаторе, и использовать электромагнитное излучение в диапазоне радиоволн».

Автор этой книги должен сознаться, что ему наиболее импонирует 2-й вариант суждений. Что касается пессимизма, то это, конечно, условность. В науке понятия оптимизма и пессимизма не имеют смысла. Истина не бывает пессимистической или оптимистической. Если мы сейчас и употребляем условно такие выражения,

¹⁾ «Даже формирование породы какого-нибудь фокстерьера требовало труда поколений», — говорится в интересной книге А. П. Сенченкова «Атомные ракеты и проблемы освоения космоса» [5.16].

то только потому, что у нас еще мало данных для вынесения точного суждения.

Проблема межзвездных полетов тесным образом связана с гораздо более широкой проблемой контакта с инопланетными цивилизациями. Относящийся сюда круг вопросов в сжатом виде изложен в серьезной и увлекательной брошюре Л. М. Гиндилиса [5.17]. Хотя в последние годы все большее число астрономов приходит к выводу об исключительности жизни на Земле [5.18], проблема эта еще очень далека от окончательного решения, если только к таковому вообще возможно прийти умозрительным путем.

И все-таки: почему должен непременно лететь сам человек, а не его посланцы — автоматические межзвездные станции? Нет сомнения: когда межзвездные полеты начнутся, они будут по крайней мере на первом этапе непилотируемыми.

ПОСЛЕСЛОВИЕ

Неоднократно на протяжении книги мы убеждались, сколь важна роль космодинамики в организации космических перелетов. Исследование предполагаемой задачи методами космодинамики всегда должно быть начальным этапом проектирования любого космического эксперимента. Специалистам в области космодинамики принадлежит по праву решение вопроса, возможен ли в принципе тот или иной эксперимент при данном уровне развития двигательных систем или же энергетические требования столь велики, что нет смысла приступать к проектированию.

При этом выводы космодинамики часто бывают отнюдь не очевидны, во многих случаях они оказываются неожиданными. Естественно, казалось бы, предположить, что если возможно пассивное (без включения двигателя) возвращение на Землю после облета Марса или Венеры, то возможен и облет Юпитера с возвращением на Землю. Однако, как мы видели в § 5 гл. 19, такой вывод опрометчив. Суждения «по аналогии» в космодинамике зачастую бывают рискованными.

Космодинамика играет важнейшую роль и в процессе проведения каждого полета, так как без нее невозможно прогнозировать движение космического корабля и управлять им.

В этой книге были рассмотрены довольно детально проблемы главного, но не единственного раздела космодинамики — теории движения центра масс космического аппарата. Бегло были затронуты вопросы вращательного движения космического аппарата вокруг центра масс и управления им, т. е. проблемы ориентации и стабилизации. При таком беглом рассмотрении у читателя, естественно, могло создаться обманчивое впечатление легкости решения возникающих технических проблем. На самом же деле проектировщики систем ориентации и стабилизации вынуждены заниматься сложнейшим комплексом проблем механики и автоматики. Нахождение технических решений, которые при этом приходится принимать, требует огромных усилий, — не меньших, чем проектирование траекторий.

То же самое следует сказать и о проектировании систем навигации, коррекции, а также, конечно, радиотехнических систем, систем

жизнеобеспечения космических кораблей и т. д. Развитие космонавтики невозможно без напряженных усилий специалистов теоретических (причем не только «точных») и технических наук.

От математики, механики и радиоэлектроники до медицины, экономики и психологии включительно — таков диапазон научных дисциплин, с которыми непосредственно связаны достижения космонавтики.

Развитие космонавтики определяется стремительным научно-техническим прогрессом, столь характерным для нашей эпохи. Поэтому всякие предсказания темпов освоения Солнечной системы носят условный характер. Важное, если только не определяющее, значение имеет экономическое обоснование космонавтических проектов [П. 1]. К сожалению, осуществление любого космического эксперимента требует немалых финансовых затрат, причем переход от «автоматического» варианта эксперимента к его «человеческому» эквиваленту многократно увеличивает ассигнования.

В последние годы часто приходилось слышать, что рост населения земного шара якобы в ближайшую эпоху приведет к заселению людьми планет Солнечной системы. Поговаривали о превращении астероидов в гигантские города с сотовой структурой (т. е. расположенные не на поверхности астероида, а заполняющие весь его объем) и подсчитывали, сколько миллиардов людей можно будет разместить таким образом, составлялись проекты преобразования планетных атмосфер в среду, пригодную для обитания человека ¹⁾. Увы, космонавтика еще нескоро достигнет уровня, позволяющего помышлять о заселении человечеством иных планет, а решение коренных социальных задач, связанных с ростом населения земного шара, необходимо уже сейчас. Полеты на планеты Солнечной системы еще долго будут иметь чисто научное значение (в отличие от запусков спутников Земли, уже сейчас приносящих ощутимую пользу в народном хозяйстве). В качестве аналогии можно указать на полярные исследования, которые проводятся на Земле в широких масштабах, но вовсе не преследуют цель (по крайней мере в нашу эпоху) заселения ни материка Антарктиды, ни островов Северного Ледовитого океана.

Все это вовсе не принижает значения межпланетных полетов. Во-первых, стремление познать непознанное является, видимо, вообще неким видовым свойством человечества, и с этим приходится считаться. Во-вторых, научные открытия, которые будут сделаны на просторах Солнечной системы, несомненно, сыграют огромную роль и на Земле, хотя сейчас мы и не можем сказать конкретно,

¹⁾ Предлагалось, например (еще до того, как станции «Венера» принесли нам точные сведения о температуре и составе атмосферы «утренней звезды»), размножить для этого земные микроорганизмы в атмосфере Венеры. Коренное преобразование природы планеты при этом было бы достигнуто с ничтожными энергетическими затратами.

в каких именно формах это осуществится. Точно так же никто не мог подозревать, зачем понадобится людям электричество, когда его единственным применением было — заставлять дергаться отрезанную лапку лягушки.

Более реалистичными кажутся проекты создания больших космических поселений — колоний с населением порядка 10 000 человек [П. 2, П. 3], которые путем постепенного наращивания новых секций создаются на околоземных орбитах, в частности в точке либрации L_5 системы Земля — Луна. В § 9 гл. 12 рассказывалось о планах снабжения подобных колоний лунным сырьем. Выдвигалась и другая идея получения большой сырьевой массы: высадить бригаду десантников на каком-нибудь подходящем небольшом астероиде (диаметр порядка 1 км), которые бы пригнали его на околоземную орбиту с помощью электрических двигателей, использующих в качестве рабочего тела вещество астероида. (Для этой же цели в уже цитировавшейся на стр. 349 работе предлагался солнечный парус, изготовленный в космосе из космических материалов.) Предполагалось таким путем решить и некоторые из сырьевых проблем на самой Земле.

Эти и подобные им проекты осуществимы с научно-технической точки зрения, но вопрос о целесообразности этого осуществления не прост. Здесь мы сталкиваемся со множеством проблем социально-экономического и даже психологического характера, обсуждение которых не может входить в задачу настоящей книги. По тем же, по существу, причинам приходится отказаться и от заманчивой попытки прогнозировать сроки осуществления тех или других сложных и интересных космических операций. Если обратиться к литературе, то можно обнаружить самые разноречивые суждения. Например, организация обитаемой научной станции на Луне в разное время намечалась как на 70-е годы, так и на начало следующего столетия [П. 4] ¹⁾, и дело тут не в технических трудностях.

Подлинной реальной перспективой ближайших десятилетий является набирающая темпы индустриализация околоземного пространства: создание орбитальных заводов для производства в космосе того, что трудно или вовсе невозможно произвести на Земле (§ 2 гл. 7), и орбитальных солнечных электростанций, вынос в космос с Земли вредных для окружающей среды производств, а в ближайшее время — усовершенствование глобальных средств связи [П. 5].

Время от времени выдвигаются новые идеи. Например, при рассмотрении в США экономической целесообразности разработки полностью возвращаемого орбитального самолета указывалось на возможность того, что в будущем нельзя будет обойтись без удале-

¹⁾ В цитированной книге [П. 4] читатель может найти любопытную сводную прогностическую таблицу. Книга содержит много фактических сведений об успехах советской космонавтики на 1975 год.

ния в космос радиоактивных отходов, накапливающихся на Земле [П. 6].

Не нужно, наконец, забывать и о том, что космические исследования в качестве побочного эффекта стимулируют развитие тех наук и отраслей техники, на которые опирается космонавтика. Многие технические разработки, делавшиеся специально для космических проектов, уже нашли «земные» приложения: новые материалы, новые портативные приборы, различная медицинская аппаратура, приспособления для больных и инвалидов (копирующие конструкции, предназначавшиеся первоначально для космонавтов на Луне), незагорающаяся одежда, новые методы обработки пищевых продуктов, неорганические красители, новые трубопроводы и др. — всего, по американским данным на начало 70-х годов, более 2500 нововведений. Возникают новые самостоятельные науки. И обнаружено было даже научное отставание тех стран, которые не занимаются космическими исследованиями. Видимо, не случайно в космических исследованиях, кроме Советского Союза и США, теперь начинают принимать все более активное участие и другие страны.

Исторически развитие ракетной техники (не только в нашу эпоху, но и в прошедшие столетия) связано с ее военным использованием. Но необходимо ясно подчеркнуть, что ни полеты к Луне, ни полеты к планетам не имеют и не могут иметь непосредственного военного значения. Пожалуй, ни одна отрасль научно-технического прогресса не заинтересована так в мирных условиях для своего развития, как космонавтика. И это тоже следует иметь в виду, когда мы размышляем о ее будущем.

Дополнение при корректуре КОСМИЧЕСКИЙ ЛИФТ

В последние годы в научных и научно-популярных изданиях и даже в газетах, как зарубежных, так и советских (см., например, «Литературную газету» № 45 от 7 ноября 1979 г.) все чаще стали встречаться слова «космический лифт». Постараемся разобраться в проблеме, пользуясь теми знаниями, которые читатель мог почерпнуть из этой книги.

Представим себе на экваторе многомиллионноэтажную башню-иглу — нечто вроде в миллион раз увеличенной Останкинской телебашни. Будем поднимать лифтом грузы и выбрасывать их легким толчком (теоретически без начальной скорости) из окон на разных этажах. В геоцентрической (невращающейся) системе отсчета грузы будут иметь начальные скорости, равные порожденной вращением Земли окружной скорости v точки башни на соответствующем этаже, причем $v = \omega r$, где ω — угловая скорость Земли, r — расстояние от оси вращения, т. е. от центра Земли.

Прежде всего рассмотрим этаж на высоте 35 786 км, т. е., с учетом экваториального радиуса Земли 6378 км, на расстоянии $r_{\text{ст}} = 42\,164$ км от ее центра. Это — радиус стационарной орбиты. Если бы стационарный спутник, когда-то запущенный, был рядом с выстроенной башней, то его движение ничем бы не отличалось

от поднятого на высоту 35 786 км груза. Значит, вытолкнутое в окно тело окажется стационарным спутником.

На более высоких этажах будут выводиться спутники на эллиптические орбиты с перигеями на соответствующих этажах. На расстоянии от центра Земли r_n , определяемом из уравнения

$$\omega r_n = \sqrt{\frac{2K}{r_n}},$$

где K — гравитационный параметр Земли, начнется движение по параболической траектории. Оказывается, $r_n = r_{ст} \sqrt[3]{2} = 53\,123$ км. Еще выше можно будет начать гиперболический полет. На высотах же ниже стационарной начнутся эллиптические орбиты с апогеями на соответствующих этажах. Но ниже некоторой высоты орбиты будут обрываться уже на первом полувитке входом в плотные слои атмосферы.

Описанным путем, правда, можно получить только экваториальные орбиты, но на очень больших высотах будет нетрудно изменить наклон орбиты. На низкие орбиты придется выходить с помощью импульсного маневра.

Будем медленно, не спеша, с помощью сравнительно маломощного электромотора, использующего энергию, получаемую любым способом, поднимать спутник на нужный этаж. Если пренебречь потерями, придется затратить энергию, равную разности потенциальных энергий на высоте этажа и на поверхности Земли:

$$-\frac{mK}{r} - \left(-\frac{mK}{R}\right) = mK \left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right),$$

где R — экваториальный радиус Земли. По имеющимся оценкам¹⁾ стоимость подъема груза, а следовательно, и выведения его на стационарную орбиту (вращение Земли бесплатно!) будет исчисляться в 45 центов за килограмм массы спутника. Подъем в башне со «стационарной» высоты на большую будет вовсе даровым, представляя собой «падение вверх» под действием центробежной силы.

Описанная башня рассматривалась К. Э. Циолковским в повести «Грезы о Земле и небе» для наглядного объяснения невесомости. При этом он справедливо отметил, что человек по мере подъема с этажа на этаж будет постепенно терять вес, на высоте «34 тысяч верст» (т. е. на уровне стационарной орбиты) станет невесомым, а выше тяжесть изменит свое направление, так что человек будет видеть Землю над своей головой.

Но как возвести такую башню? Ответ стал ясен, по-видимому, совсем недавно, и он гласит: возводить нужно сверху, «с крыши», как предлагали строить дома архитекторы Великой Академии Проекторов, посещенной Гулливером²⁾.

С борта стационарного спутника спускается на тросе грузик, снабженный маленьким реактивным двигателем на сжатом газе. Если трос натянут, то благодаря градиенту гравитации вся система располагается вдоль направления на центр Земли, а грузик продолжает вытягивать трос за счет одного этого градиента. В конце концов грузик достигнет земной поверхности. Однако эта система в своем движении будет все быстрее и быстрее обгонять Землю, так как суммарная сила притяжения к Земле будет непрерывно увеличиваться из-за опускания грузика. Центр масс системы будет двигаться по скручивающейся спирали (непрерывно

¹⁾ Pearson J. Anchored lunar satellites for cislunar transportation and communication.— J. Astronaut. Sci., 1979, v. 17, № 1 (реферат в экспресс-информации «Астронавтика и ракетодинамика», № 45, 1979). Здесь указана и литература по рассматриваемому вопросу.

²⁾ Оказывается, Джонатан Свифт в «Путешествиях Гулливера» «предвидел» не только открытие спутников Марса, но и космический лифт!

уменьшающийся эллипс). Чтобы этого не происходило, нужно от спутника отделить на другом тросе грузик и направить его вверх, как своеобразный противовес первому. При этом верхний трос должен быть гораздо длиннее нижнего. Теперь суммарная сила притяжения увеличивается (дальний грузик-противовес едва-едва притягивается Землей), а центр масс системы перемещается за стационарную орбиту. При правильном подборе масс грузов и точном соблюдении длин тросов на любой момент времени (с учетом собственной массы тросов) можно достичь того, что период обращения всей системы грузик — спутник — «противовес» будет неизменно равен суткам или по крайней мере будет таковым к моменту зацепления нижнего конца за Землю¹⁾. И до этого и после оба троса очень сильно натянуты, причем максимум натяжения — на уровне стационарной орбиты. На каком-то промежуточном этапе новые стационарные спутники своими тросами укрепляют опасный участок.

После того как наша система стала *прикрепленным спутником*, превращение ее в космический лифт уже является вопросом техники. Нарастив снизу длину троса, мы поднимаем противовес еще выше, чтобы обеспечить устойчивое положение «орбитальной башни» для дальнейших работ. Если раньше башня сама собой держалась нижним концом над определенной точкой экватора и зацепление, по существу, не играло роли, то теперь башня стремится улететь прочь от Земли и держит ее только зацепление. В конечном счете возникнет сильно растянутая башня, имеющая наибольшее сечение на стационарной орбите, где напряжение растяжения — максимальное. В работе, цитированной в сноске на стр. 485, рассматривается башня высотой около 150 000 км.

Важнейшая трудность, стоящая на пути описанного строительства, хотя и не принципиальна, но очень серьезна: это проблема прочности. Но, говорят энтузиасты, если нужного материала нет сейчас, то он наверняка появится в будущем, и ни тросы в начале строительства, ни готовая башня не разорвутся.

Беспокоит и судьба почти любых неманеврирующих искусственных спутников, которые будут сталкиваться с башней на экваторе. Немало и других проблем (см. уже цитированный номер «Литературной газеты»).

Межпланетные сообщения, по мысли тех, кто проповедует постройку в будущем «орбитальных башен», будут происходить путем перелетов между башнями на различных небесных телах. Торможение по прибытии при этом будет нуждаться в сравнительно слабом ракетном импульсе, если гипербола подлета имеет перигей на нужном этаже башни, а то и вовсе его не потребуется. Когда соответствующая система разовьется, груз в башне можно будет поднимать за счет энергии спуска прибывшего груза, и стоимость выведения упадет еще дополнительно.

Можно думать, что башни на экваторах небесных тел не отменяют ракетных перелетов, но для организации крупных грузовых потоков они — не исключено — сыграют свою роль.

Изложенная концепция находит немало сторонников. Среди них — старый энтузиаст и пропагандист идеи межпланетного полета, английский ученый и автор научно-фантастических произведений Артур Кларк, утверждающий, что орбитальная башня может быть создана через 50 лет после того, как будет принято решение о ее строительстве.

¹⁾ Движение механической системы происходит так, что ее центр масс движется как материальная точка, в которой приложены все векторы сил, действующие на отдельные точки системы. Это — основная теорема динамики системы.

Приложение I

ПЕРЕЧЕНЬ ТАБЛИЦ В ТЕКСТЕ КНИГИ

- | | |
|---------------|---|
| Т а б л и ц а | 1. Космические двигательные системы (§ 10 гл. 1) |
| Т а б л и ц а | 2. Сравнение двух групп космических двигателей (§ 10 гл. 1) |
| Т а б л и ц а | 3. Элементы орбит планет и Луны (§ 1 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 4. Физические и космодинамические характеристики планет, Луны и Солнца (§ 1 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 5. Четыре космические скорости (§ 3 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 6. Гомановские траектории полетов к планетам, Солнцу и Луне (§ 4 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 7. Параболические траектории полетов к планетам и Луне (§ 4 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 8. Планетоцентрическое движение при гомановских перелетах (§ 5 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 9. Планетоцентрическое движение при параболических перелетах (§ 5 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 10. Максимально возможные величины (модули) приращения вектора скорости при пролетах сфер действия планет и Луны (§ 6 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 11. Низкие круговые орбиты искусственных спутников планет и Луны (§ 7 гл. 13) |
| Т а б л и ц а | 12. Касательные траектории полетов к Марсу (§ 1 гл. 16) |
| Т а б л и ц а | 13. Межпланетные экспедиции при гомановских траекториях перелетов туда и обратно (§ 5 гл. 22) |
| Т а б л и ц а | 14. Межпланетные экспедиции при параболических траекториях перелетов туда и обратно (§ 5 гл. 22) |
| Т а б л и ц а | 15. Время в годах на Земле и в звездолете при полете к Проксиме Центавра в двух системах отсчета (§ 4 гл. 24) |

Приложение II

К ВЫЧИСЛЕНИЮ НАЧАЛЬНЫХ МАСС РАКЕТНЫХ СИСТЕМ

В таблице 16 в соответствии с формулой $P = e^{V/w} \left[\frac{s-1}{s-e^{V/nw}} \right]^n$ приведены значения относительной начальной массы P в зависимости от относительной характеристической скорости $\bar{V} = V/w$ (безразмерная величина) и числа ступеней n для значений конструктивной характеристики s , равных 15 и 20. При этом величина $\bar{V}$ пробегает значения от 0,5 до 10,0 с шагом 0,5, а n изменяется от 1 до 10. Приведены также значения размерной характеристической скорости V для четырех характерных величин скорости истечения w , соответствующих четырем ступеням развития ракетных двигателей: 2,5 км/с (ЖРД, использующий углеводородное горючее); 5 км/с (ЖРД, использующий жидкий водород и жидкий фтор); 10 км/с (ЯРД с твердофазным реактором); 20 км/с (ЯРД с жидкофазным реактором).

Прочерки в таблице соответствуют значениям $\bar{V}$ и n , при которых $s \leq e^{\bar{V}/n}$; s° означает, что соответствующая ракета не может быть построена.

Таблица 16
s = 15

$\bar{v} = \frac{V}{w}$	V (км/с) при w (км/с) =				Число			
	2,5	5,0	10,0	20,0	1	2	3	4
0,5	1,25	2,5	5	10	1,729	1,718	1,714	1,713
1,0	2,50	5,0	10	20	3,099	2,989	2,962	2,951
1,5	3,75	7,5	15	30	5,965	5,293	5,167	5,115
2,0	5,0	10,0	20	40	13,59	9,601	9,118	8,933
2,5	6,25	12,5	25	50	60,53	18,02	16,32	15,74
3,0	7,50	15,0	30	60	—	35,58	29,75	28,01
3,5	8,75	17,5	35	70	—	75,93	55,46	50,46
4,0	10,0	20,0	40	80	—	184,7	106,5	92,18
4,5	11,25	22,5	45	90	—	580,7	212,3	171,3
5,0	12,50	25,0	50	100	—	3664	445,5	324,9
5,5	13,75	27,5	55	110	—	—	1 004	631,7
6,0	15,0	30,0	60	120	—	—	2 511	1 266
6,5	16,25	32,5	65	130	—	—	7 401	2 637
7,0	17,50	35,0	70	140	—	—	29 212	5 766
7,5	18,75	37,5	75	150	—	—	221 819	13 437
8,0	20,00	40,0	80	160	—	—	3,64 · 10 ⁷	34 128
8,5	21,25	42,5	85	170	—	—	—	97 886
9,0	22,50	45,0	90	180	—	—	—	337 165
9,5	23,75	47,5	95	190	—	—	—	1,57 · 10 ⁶
10,0	25,00	50,0	100	200	—	—	—	1,34 · 10 ⁷

s = 20

0,5	1,25	2,5	5	10	1,707	1,699	1,697	1,696
1,0	2,50	5,0	10	20	2,989	2,914	2,895	2,887
1,5	3,75	7,5	15	30	5,487	5,059	4,974	4,938
2,0	5,00	10,0	20	40	11,13	8,931	8,615	8,491
2,5	6,25	12,5	25	50	29,61	16,13	15,07	14,69
3,0	7,50	15,0	30	60	—	30,11	26,69	25,59
3,5	8,75	17,5	35	70	—	58,91	48,00	44,97
4,0	10,00	20,0	40	80	—	123,9	87,98	79,77
4,5	11,25	22,5	45	90	—	294,1	165,2	143,1
5,0	12,50	25,0	50	100	—	876,7	320,1	260,3
5,5	13,75	27,5	55	110	—	4652	646,3	481,2
6,0	15,00	30,0	60	120	—	—	1 380	906,6
6,5	16,25	32,5	65	130	—	—	3 186	1 749
7,0	17,50	35,0	70	140	—	—	8 273	3 470
7,5	18,75	37,5	75	150	—	—	25 958	7 138
8,0	20,00	40,0	80	160	—	—	115 924	15 360
8,5	21,25	42,5	85	170	—	—	1,25 · 10 ⁶	35 045
9,0	22,50	45,0	90	180	—	—	—	86 472
9,5	23,75	47,5	95	190	—	—	—	237 922
10,0	25,00	50,0	100	200	—	—	—	768 575

$s = 15$

ступеней

5	6	7	8	9	10
1,712	1,711	1,711	1,711	1,711	1,710
2,944	2,939	2,936	2,934	2,933	2,931
5,086	5,068	5,056	5,047	5,040	5,034
8,836	8,776	8,735	8,706	8,683	8,666
15,44	15,27	15,15	15,07	15,00	14,95
27,18	26,70	26,38	26,16	26,00	25,87
48,22	46,97	46,16	45,60	45,19	44,88
86,32	83,14	81,16	79,80	78,82	78,07
156,1	148,2	143,5	140,3	138,0	136,2
285,6	266,5	255,1	247,7	242,4	238,5
529,8	483,2	456,7	439,6	427,8	419,0
998,2	885,1	823,3	784,6	758,1	738,9
1 915	1 639	1 496	1 409	1 350	1 308
3 755	3 076	2 742	2 546	2 417	2 325
7 553	5 856	5 076	4 633	4 349	4 153
15 661	11 332	9 496	8 498	7 875	7 451
33 696	22 351	17 980	15 718	14 350	13 438
75 873	45 055	34 500	29 345	26 331	24 368
180 867	93 156	67 197	55 344	48 680	44 449
463 866	198 428	133 110	105 553	90 735	81 589

 $s = 20$

1,695	1,695	1,694	1,694	1,694	1,694
2,882	2,879	2,877	2,876	2,874	2,873
4,918	4,906	4,897	4,891	4,886	4,882
8,424	8,383	8,355	8,335	8,320	8,308
14,49	14,38	14,30	14,24	14,20	14,16
25,06	24,74	24,53	24,38	24,27	24,19
43,56	42,75	42,23	41,87	41,60	41,39
76,20	74,22	72,96	72,09	71,45	70,97
134,2	129,5	126,5	124,5	123,1	122,0
238,4	227,1	220,3	215,8	212,5	210,1
427,2	400,9	385,4	375,2	368,0	363,0
774,0	712,5	677,5	655,0	639,4	627,9
1 418	1 276	1 198	1 148	1 114	1 090
2 635	2 304	2 129	2 022	1 950	1 898
4 975	4 201	3 811	3 578	3 423	3 314
9 569	7 741	6 868	6 363	6 036	5 807
18 816	14 437	12 478	11 383	10 688	10 210
37 975	27 296	22 867	20 489	19 017	18 022
79 069	52 419	42 313	37 128	34 008	31 936
170 991	102 467	79 139	67 775	61 146	56 834

ЛИТЕРАТУРА

Читателю, желающему систематически следить за новыми работами в области механики космического полета, а также за достижениями в исследовании космического пространства, небесных тел и Земли с помощью автоматических и пилотируемых космических летательных аппаратов, можно рекомендовать следующие периодические издания на русском языке (распространяются по поддиске):

- журнал «Космические исследования» (6 выпусков в год);
- экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика» (сокращенно АР, 48 выпусков в год, издание Всесоюзного института научной и технической информации — ВИНТИ);
- «Исследование космического пространства» (отдельный выпуск Реферативного журнала, 12 номеров в год, издание ВИНТИ);
- журнал «Земля и Вселенная» (6 номеров в год);
- брошюры серии «Астрономия, космонавтика», выпускаемые издательством «Знание» (12 нумерованных брошюр в год).

Два последних издания рассчитаны на читателей-неспециалистов.

Следующий список литературы содержит исключительно работы, цитированные в тексте, и, следовательно, не претендует на полноту.

К части I «ОСНОВЫ РАКЕТО- И КОСМОДИНАМИКИ»

- 1.1. Ц и о л к о в с к и й К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами.— Научное обозрение, 1903, № 5.
- 1.2. Ф е о д о с ь е в В. И., Основы техники ракетного полета.— М.: Наука, 1979.
- 1.3. Г э т л е н д (Gatland K.), Д и к с о н (Dixon A.), К у н е ш (Kunesh A.). Орбитальные ракеты.— В кн.: Научные проблемы искусственных спутников. М.: ИЛ, 1959.
- 1.4. А л е к с а н д р о в С. Г., Ф е д о р о в Р. Е. Советские спутники и космические корабли.— 2-е изд.—М.: Изд-во АН СССР, 1961.
- 1.5. Ф е р т р е г т М. Основы космонавтики.—М.: Просвещение, 1969.
- 1.6. Ш т у т г а р т (Stuttgart B.). Основные тенденции развития современных ракетных топлив.— Вопросы ракетной техники, 1960, № 6.
- 1.7. Г л у ш к о В. П. Ракетные двигатели ГДЛ — ОКБ.—М.: АПН, 1975.
- 1.8. Г и л ь з и н К. А. Двигатели космических ракет.— Ч. I книги: Г и л ь з и н К. А., Л е в а н т о в с к и й В. И., Р а х л и н И. Е. Человек осваивает космос. М.: Знание, 1968.
- 1.9. Г р о д з о в с к и й Г. Л., И в а н о в Ю. Н., Т о к а р е в В. В. Механика космического полета: проблемы оптимизации.— М.: Наука, 1975.
- 1.10. Б ы ч к о в В. Н., Н а з а р о в Г. А., П р и щ е п а В. И. Космические жидкостно-ракетные двигатели.— М.: Знание, 1976.
- 1.11. W o l c z e k O. Some remarks on free radicals and their possible use in rocket propulsion.— J. Brit. Interplanet. Soc., v. 17, № 5, 1959 (АР, № 14, 1960).

- 1.12. Ф л о у р н о й (Flournoy J.). Проблемы создания топлив, содержащих свободные радикалы.— Вопросы ракетной техники, 1960, № 6.
- 1.13. Г ю н т е р (Günther F.). Уровень разработки двигателей для будущих космических кораблей.— Вопросы ракетной техники, 1961, № 12.
- 1.14. Р о м (Rom F.). Перспективные схемы ядерных ракетных двигателей.— Вопросы ракетной техники, 1960, № 5.
- 1.15. П а н е в и н И. Г., П р и щ е п а В. И., Х а з о в В. Н. Космические ядерные ракетные двигатели.— М.: Знание, 1978.
- 1.16. Р е г с д е й л (Ragsdale R. G.), В и л л и с (Willis E. A.). Состояние разработки газофазных ЯРД.— Вопросы ракетной техники, 1972, № 3.
- 1.17. S ä n g e r E.— Raketentechnik und Raumfahrtforschung, Bd. 4, № 2, 1960.
- 1.18. Г и л ь з и н К. А., Электрические межпланетные корабли.— 2-е изд.— М.: Наука, 1970.
- 1.19. М ё к е л ь (Moeschel W.). Двигательные системы в астронавтике.— Вопросы ракетной техники, 1959, № 3.
- 1.20. С а т т о н (Sutton G. P.). Различные ракетные системы для межпланетных полетов.— Вопросы ракетной техники, 1960, № 10.
- 1.21. P i r r i A. N., W e i s s R. F. Laser propulsion.— AIAA Paper, 1972, № 719 (AP, 1972, № 44).
- 1.22. L e g n e r H. H., D o u g l a s - H a m i l t o n D. H. CW laser propulsion.— AIAA Paper, 1977, № 657 (AP, 1978, № 15).
- 1.23. L a r s o n V. R. Future propulsion options for performance growth.— AIAA Paper, 1976, № 708 (AP, 1977, № 26).
- 1.24. S i m o n s G. A., P i r r i A. N. The fluid mechanics of pulsed laser propulsion.— AIAA Journal, 1977, v. 15, № 6 (AP, 1978, № 22).
- 1.25. M i r a b o L. N. MHD propulsion by absorption of laser radiation.— J. Spacecraft and Rockets, 1976, v. 13, № 8 (AP, 1977, № 3).
- 1.26. М и к к е л ь с е н (Mickelsen W. R.). Электрическая двигательная система для космических полетов.— Вопросы ракетной техники, 1961, № 8.
- 1.27. S t u h l i n g e r E. Electric propulsion.— Astronautics, 1962, v. 7, № 11 (AP, № 9, 1963).
- 1.28. Г л у ш к о В. П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР.— М.: Изд-во АПН, 1973.
- 1.29. F o r r e s t e r A. T., S p e i s e r R. C. Cesium-ion propulsion.— Astronautics, 1959, v. 4, № 10, (AP, № 8, 1960).
- 1.30. Ц а н д е р Ф. А. Об использовании силы давления света для полетов в межпланетном пространстве.— В кн.: Ц а н д е р Ф. А. Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные путешествия.— М.: Оборонгиз, 1961.
- 1.31. Solar Sailing—the concept made realistic.— AIAA Paper, 1978, № 82 (AP, 1978, № 38).
- 1.32. C h a s e B. L. Solar sail-electric technology readiness and transfer assessment.— AIAA, Paper, 1978, № 640 (AP, 1978, № 44).
- 1.33. К о р л и с с У. Р. Ракетные двигатели для космических полетов: Перев. с англ.— М.: ИЛ, 1962.
- 1.34. Космонавтика: Маленькая энциклопедия.— 2-е изд.— М.: Советская энциклопедия, 1970.
- 1.35. Л е в а н т о в с к и й В. И. Тяжесть, невесомость, перегрузка.— М.: Знание, 1964.
- 1.36. Ш т е р н ф е л ь д А. Искусственные спутники.— 2-е изд.— М.: Гостехиздат, 1958.
- 1.37. Ш т е р н ф е л ь д А. Полет в мировое пространство.— М.: Гостехиздат, 1949.
- 1.38. Э р и к е К. Космический полет: Пер. с англ. Т. I.— М.: Физматгиз, 1963; Т. II, ч. I, М.: Наука, 1969; Т. II, ч. II.— М.: Наука, 1970.

- 1.39. Бэттин Р. Наведение в космосе: Пер. с англ.— М.: Машиностроение, 1966.
- 1.40. Чеботарев Г. А. Аналитические и численные методы небесной механики.— М.: Наука, 1965.
- 1.41. Демин В. Г. Судьба солнечной системы.— М.: Наука, 1969.
- 1.42. Охотимский Д. Е. Исследование движения в центральном поле под действием постоянного касательного ускорения.— Космические исследования, 1962, т. 2, № 6.
- 1.43. Кислик М. Д. Сферы влияния больших планет и Луны.— Космические исследования, 1964, т. 2, № 6.
- 1.44. Африкано (Africano R. C.), Логсдон (Logsdon T. S.). Оптимизация характеристик ракеты-носителя «Сатурн-5».— Вопросы ракетной техники, 1970, № 2.
- 1.45. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс.— М.: Наука, 1965.
- 1.46. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов.— М.: Наука, 1974.

К части II «ОКОЛОЗЕМНЫЕ ПОЛЕТЫ»

- 2.1. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли.— М.: Наука, 1965.
- 2.2. Астапович И. С., Каплан С. А. Визуальные наблюдения искусственных спутников Земли.— М.: Гостехиздат, 1957.
- 2.3. Кинг-Хили Д. Искусственные спутники и научные исследования: Пер. с англ.— М.: ИЛ, 1963.
- 2.4. Лидов М. Л., Соловьев А. А. Некоторые качественные закономерности и оценки эволюции орбит ИСЗ типа «Молния-1».— Космические исследования, 1975, т. 13, № 6.
- 2.5. Балк М. Б. Элементы динамики космического полета.— М.: Наука, 1965.
- 2.6. Маркеев А. П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике.— М.: Наука, 1978.
- 2.7. Демин В. Г., Курчанова М. В. Численное интегрирование периодических орбит в ограниченной упрощенной осредненной эллиптической задаче трех тел.— Космические исследования, 1977, т. 15, № 5.
- 2.7а. Минаков Ю. М., Пеллинен Л. П. Влияние теплового излучения Земли на движение ИСЗ.— Космические исследования, 1979, т. 17, № 4.
- 2.8. Алексахин И. В., Компанеец Э. П., Красовский А. А. Трассы суточных искусственных спутников Земли.— Космические исследования, 1974, т. 12, № 3.
- 2.9. Штернфельд А. Искусственные спутники. 2-е изд. М.: Гостехиздат, 1958.
- 2.10. Ивашкин В. В., Тупицын Н. Н. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли.— Космические исследования, 1971, т. 9, № 2.
- 2.11. Балакин В. Л., Белоконов В. М., Шершнев В. М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил.— Космические исследования, 1974, т. 12, № 3.
- 2.12. Лебедев А. А., Соколов В. Б. Встреча на орбите: Вопросы динамики и управления космическим аппаратом.— М.: Машиностроение, 1969.
- 2.13. Пономарев В. М. Теория управления движением космических аппаратов.— М.: Наука, 1965.
- 2.14. Ермилов Ю. А., Иванова Е. Е., Пантюшин С. В. Управление сближением космических аппаратов.— М.: Наука, 1977.

- 2.15. О х о ц и м с к и й Д. Е. Исследование движения в центральном поле под действием постоянного касательного ускорения.— Космические исследования, 1964, т. 2, № 6.
- 2.16. Е ф и м о в Г. Б., О х о ц и м с к и й Д. Е. Об оптимальном разгоне космического аппарата в центральном поле.— Космические исследования, 1965, т. 3, № 6.
- 2.17. Д о б р о в о л ь с к и й (Dobrowolski A.). Возмущения орбиты спутника под действием небольшой радиальной тяги.— Вопросы ракетной техники, 1959, № 4.
- 2.18. S o p e l a n d J. Interplanetary trajectories under low thrust radial acceleration.— ARS Journal, 1960, v. 29, № 4. См. также: K a r r e n b e r g H. K. Note on «Interplanetary trajectories under low thrust radial acceleration».— ARS Journal, 1960, v. 30, № 1.
- 2.19. С а м а с М. Use of energy storage in low thrust spaceflight.— ARS Journal, 1960, v. 30, № 1, (AP, № 23, 1960).
- 2.20. А н д р о н о в И. М., Р ы л о в Ю. П., Т а й к о в Ю. Ф., Т р и ф о н о в Ю. В. Электрореактивные двигательные установки в космосе.— Космические исследования, 1974, т. 12, № 3.
- 2.21. Б е л е ц к и й В. В. Очерки о движении космических тел.— М.: Наука, 1972.
- 2.22. S a n d s N. Escape from planetary gravitational fields by use of solar sails.— J. Amer. Rock. Soc., 1961, v. 31, № 4.
- 2.23. О х о ц и м с к и й Д. Е., С а р ы ч е в В. А. Система гравитационной стабилизации искусственных спутников.— Искусственные спутники Земли, 1963, вып. 16.
- 2.24. Б е л е ц к и й В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс.— М.: Наука, 1965.
- 2.25. С а р ы ч е в В. А. Вопросы ориентации искусственных спутников.— М.: ВИНТИ, 1978.— (Итоги науки и техники).
- 2.26. Journal of Geophysical Research, 1978, v. 83, p. 2637.
- 2.27. New Scientist, 1978, v. 80, № 11.
- 2.28. Д о л г и н о в Ш. Ш. Магнетизм планет.— М.: Знание, 1974.
- 2.29. Г а л ь п е р и н Ю. И. Полярные сияния в магнитосфере.— М.: Знание, 1975.
- 2.30. А г а л а к о в В. С., С и р е А. Ш. Метеорологические ИСЗ.— М.: Знание, 1977.
- 2.31. П е т р о с я н ц М. А. Спутники службы погоды.— Земля и Вселенная, 1977, № 5.
- 2.32. H i t z l D. L. Computer illustration of Earth satellite orbits.— J. Spacecraft and Rockets, 1974, v. 11, № 5 (AP, 1974, № 33).
- 2.33. Т а л ы з и н Н. В. Спутники связи.— Земля и Вселенная, 1977, № 5.
- 2.34. З а й ц е в Д. Л. Система спутникового телевизионного вещания «Экран».— Земля и Вселенная, 1978, № 1.
- 2.35. Г р и ш и н С. Д., Л е с к о в Л. В., С а в и ч е в В. В. Космическая технология и производство.— М.: Знание, 1978.
- 2.36. M u e l l e r C. Manned space flight: the future.— Spaceflight, 1968, v. 10, № 12 (AP, 1969, № 23).
- 2.37. Л е в а н т о в с к и й В. И. Тяжесть, невесомость, перегрузка.— М.: Знание, 1964.
- 2.38. Американские проекты долговременных орбитальных станций (обзор В. Б. Соколова).— AP, 1971, № 37.
- 2.39. Л е в а н т о в с к и й В. И. Транспортные космические системы.— М.: Знание, 1976.
- 2.40. K e l l e r m e i e r H. Mission tasks and design problems of a european space tug.— Raumfahrtforschung, 1971, Bd. 15, № 4 (AP, 1971, № 45).
- 2.41. O r d w a y F. I., III. Earth orbital lunar and planetary missions of the space tug.— Ann. N. Y., Acad. Sci., 1972, v. 187 (AP, 1972, № 30).

- 2.42. Неограниченно наращиваемый космический радиотелескоп.— Космические исследования, 1978, т. 16, № 6.
- 2.43. E h r i c k e K. Low cost commercial space traffic operations and the swing station.— Raumfahrtforschung, 1974, Bd. 18, № 4, (AP, 1975, № 5).
- 2.44. H e a l d D. A., D r o w n s R. E. Orbital propellant handling and storage systems.— AIAA Pap., 1978, № 942 (AP, 1979, № 5).
- 2.45. B o c k E. H., F i s h e r J. G. In-space propellant processing using water as shuttle contingency payload.— AIAA Pap., 1978, № 941 (AP, 1979, № 1).

К части III «ПОЛЕТЫ К ЛУНЕ»

- 3.1. Е г о р о в В. А. Пространственная задача достижения Луны.— М.: Наука, 1965.
- 3.2. Бэттин Р. Наведение в космосе: Пер. с англ.— М.: Машиностроение, 1966.
- 3.3. Майклвейт О. Б. (Mickelwait A. B.) Лунные и межпланетные траектории.— В кн.: Управление космическими летательными аппаратами/Под ред. К. Т. Леондеса. Пер. с англ. М.: Машиностроение, 1967.
- 3.4. Седов Л. И. Орбиты космических ракет в сторону Луны.— Искусственные спутники Земли, 1960, вып. 5.
- 3.5. Александров С. Г., Федоров Р. Е. Советские спутники и космические корабли.— 2-е изд.— М.: Изд-во АН СССР, 1961.
- 3.6. Штернфельд А. Введение в космонавтику.— М.: ОНТИ, 1937 (2-е изд.— М.: Наука, 1974).
- 3.7. Дашков А. А. Некоторые требования к системам коррекций межпланетных траекторий.— Космические исследования, 1966, т. 4, № 5.
- 3.8. Дубошин Г. Н., Охотимский Д. Е. Некоторые проблемы астродинамики и небесной механики.— Космические исследования, 1963, т. 1, № 2.
- 3.9. Gates C. R., Scull J. R., Watkins K. S. Space guidance.— Astronautics, 1961, v. 6, № 11 (AP, 1962, № 9).
- 3.10. Darlington S. Guidance and control of unmanned self landings on the Moon.— Planet. and Space Sci., 1961, v. 7 (AP, 1962, № 2).
- 3.11. Береснев Н. П., Легостаев В. П. Система управления автоматической станцией «Луна-9».— Космические исследования, 1968, т. 6, № 4.
- 3.12. Дашков А. А., Ивашкин В. В. Об одном замечательном свойстве пучка гиперболических траекторий.— Космические исследования, 1965, т. 3, № 5.
- 3.13. Перов В. Д., Стахеев Ю. И. Космические аппараты исследуют Луну.— М.: Знание, 1979.
- 3.14. E h r i c k e K. A., G a m o w G. A rocket around the Moon.— Scientific American, 1957, v. 196, № 6.
- 3.15. Ивашкин В. В., Тупицын Н. Н. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли.— Космические исследования, 1971, т. 9, № 2.
- 3.16. Егоров В. А. К вопросу о захвате в ограниченной круговой проблеме трех точек.— Искусственные спутники Земли, 1959, вып. 3.
- 3.17. Виноградов А., Липский Ю. Советские искусственные спутники Луны.— Правда, 12.IV.1968, № 103(18150).
- 3.18. Кооу J. M. T., B e r g h u i s J. On the numerical computation of free trajectories of a lunar space vehicle.— Astronautica Acta, 1960, v. 6, № 2—3.
- 3.19. Лидов М. Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел.— Искусственные спутники Земли, 1961, вып. 8.
- 3.20. Аким Э. Л. Определение поля тяготения Луны по движению искусственного спутника Луны «Луна-10».— Космические исследования, 1966, т. 4, № 6.

- 3.21. Галкин И. Н., Шварев В. В. Строение Луны.— М.: Знание, 1977.
- 3.22. Левантовский В. И. Ракетой к Луне.— М.: Физматгиз, 1960.
- 3.23. Штерифельд А. Искусственные спутники.— 2-е изд.— М.: Гостехиздат, 1958.
- 3.24. Эрике К. Космический полет. Т. II, ч. II: Пер. с англ.— М.: Наука, 1970.
- 3.25. Руппе Г. Введение в астронавтику, Т. I: Пер. с англ.— М.: Наука, 1970.
- 3.26. Spragg H. R., Larson D. W. The multiple revolution reentry problem.— AIAA Paper, 1970, № 989 (AP, 1971, № 7).
- 3.27. Chapman D. R. On the corridor and associated trajectory accuracy for entry of manned spacecraft into planetary atmospheres. 10th Internat. Astronaut. Congr. Preprints, № 0/303 (AP, 1960, № 34).
- 3.28. Wong Th. T., Slye R. E. The effect of lift on entry corridor depth and guidance requirements for the return lunar flight.— Techn. Rept. NASA, 1961, № R80, ii, 17 (AP, 1961, № 43).
- 3.29. Уингроу Р. К. (Wingrove R. C.). Динамика входа в атмосферу планеты: Пер. с англ.— В кн.: Современное состояние механики космического полета/Под ред. П. Б. Ричардса.— М.: Наука, 1969.
- 3.30. Ярошевский В. А. Приближенный расчет траекторий входа в атмосферу.— Космические исследования, 1964, т. 2, №№ 4,5.
- 3.31. Глазков А. Г., Ибрагимов К. З., Климин А. В., Трунов Ю. В., Хазан М. А., Хитрик М. С., Ярошевский В. А. Управление космическим аппаратом при входе в атмосферу.— Космические исследования, 1969, т. 7, № 2.
- 3.32. Охоцимский Д. Е., Бухаркина А. П., Голубев Ю. Ф. Алгоритм автономного управления приведением космического аппарата в заданную точку посадки.— Космические исследования, 1970, т. 8, № 2.
- 3.33. Kriegsmann B. A., Reiss M. H., Terminal guidance and control techniques for soft lunar landing.— ARS Journal, 1962, v. 32, № 3 (AP, 1962, № 25).
- 3.34. Макдональд, Бэри, Эйрмэн. Требования к тяге ракет-носителей для пилотируемых космических полетов.— Вопросы ракетной техники, 1962, № 5.
- 3.35. Aviation Week and Space Technology, 19/III 1962.
- 3.36. Reich H. General characteristics of the launch window for orbital launch to the moon.— AIAA (Preprints), 1963, № 405 (AP, 1964, № 32).
- 3.37. Peterson N. V. Orbital assembly and launch for lunar operation.— IAS Paper, 1962, № 81 (AP, 1962, № 26).
- 3.38. Wuenschel H. F., Lifting center-body land recoverable booster concept.— Space Technol. Conf., Palo Alto, Calif., 1967, New York, N. Y., SAE, 1967, pp. 234—244 (AP, 1968, № 40).
- 3.39. Шульте (Schulte L. O.), Дэвин (Davin D. E.). Использование отработавшей ступени S-IVB/ПО ракеты «Сатурн-5» для лунных исследований (программа LASS).— Ракетная техника и космонавтика (русский перевод журнала AIAA Journal), 1968, т. 6, № 5.
- 3.40. Gatland K. W., Kunesch A. M., Dixon A. E. Fabrication of the orbital vehicle.— J. Brit. Interplanet. Soc., 1953, v. 12, № 6.
- 3.41. Paige H. W., Cislunar transportation in the Fiscal Year 2001.— Space Age Fiscal Year 2001. Washington: D. C., Amer. Astronaut. Soc., 1967, pp. 135—155 (AP, 1968, № 1).
- 3.42. Altseimer J. H., Mader G. F., Steward J. J., Operating characteristics and requirements for the NERVA flight engine.— J. Spacecraft and Rockets, 1971, v. 8, № 7 (AP, 1971, № 46).
- 3.43. Браун (Brown H.), Николл мл. (Nicoll H. E., Jr.). Возможности электрических реактивных двигателей при исследовании Луны.— Ракетная техника и космонавтика (русский перевод журнала AIAA Journal), 1963, т. 1, № 2.

- 3.44. Farquhar R. W. A halo-orbit lunar station.— *Astronaut. and Aeronaut.* 1972, v. 10, № 6 (AP, 1972, № 42).
- 3.45. Stegall L. Libration point satellites.— 17th Intern. Astronaut. Congr., Madrid, Oct. 1966 (Preprint), S. 1, s. a., pp. 1—10 (AP, 1967, № 41).
- 3.46. Farquhar R. W. Future missions for libration-point satellites.— *Astronaut. and Aeronaut.*, 1969, v. 7, № 5, (AP, 1969, № 35).
- 3.47. Pearson J. Lunar anchored satellite test.— *AIAA Pap.*, 1978, № 1427 (AP, 1979, № 5).
- 3.48. Ди Леонардо (DiLeonardo G.). Лунные сооружения.— *Журнал Американского ракетного общества* (русский перевод журнала *ARS Journal*), 1962, № 6.
- 3.49. Wong R. E. Lunar surface mobility systems.— *Astronaut. Acta*, 1966, v. 12, № 5—6 (AP, 1967, № 19). См. также AP, 1970, № 13.
- 3.50. Meetin R. J., Seifert H. S. Propulsion dynamics of lunar hoppers.— *J. Spacecraft and Rockets*, 1974, v. 11, № 12 (AP, 1975, № 3).
- 3.51. Кондратьев К. Я., Гаевский В. Л., Конашенков В. Н., Решетников А. И. Лунная метеорологическая обсерватория для наблюдений Земли.— *Космические исследования*, т. 4, № 3.
- 3.52. Phinney W. C., Criswell D., Drexler E., Garmirian J. Lunar resources and their utilization.— *AIAA Pap.*, 1977, № 537 (AP, 1978, № 1).
- 3.53. Chilton F. Mass driver theory and history.— *AIAA Pap.*, 1977, № 533 (AP, 1978, № 7).
- 3.54. Heppenheimer T. A. A mass-catcher for large-scale lunar material transport.— *J. Spacecraft and Rockets*, 1978, v. 15, № 4 (AP, 1978, № 48).
- 3.55. Heppenheimer T. A., Kaplan D. Guidance and trajectory considerations in lunar masstransportation.— *AIAA Journal*, 1977, v. 15, № 4 (AP, 1977, № 47).
- 3.56. Friesen L. J. The space manufacturing facility as a base for exploration.— *AIAA Pap.*, 1977, № 553 (AP, 1978, № 7).

К части IV «МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ»

- 4.1. *Астрономический календарь. Постоянная часть.*— М.: Наука, 1973.
- 4.2. Абалякин В. К. Основы эфемеридной астрономии.— М.: Наука, 1979.
- 4.3. *Spaceflight*, 1978, v. 20, № 12.
- 4.4. Лоуден Д. Ф. (Lawden D. F.). Межпланетные траектории ракет.— В кн.: *Космические траектории*. М.: ИЛ, 1963.
- 4.5. Левантовский В. И. Пути к Луне и планетам Солнечной системы.— М.: Воениздат, 1965.
- 4.6. Штернфельд А. Полет в мировое пространство.— М.: Гостехиздат, 1949.
- 4.7. Егоров В. А. К вопросу о захвате в ограниченной круговой проблеме трех точек.— *Искусственные спутники Земли*, 1959, вып. 3.
- 4.8. Баузе В. Р. Э., Дашков А. А., Кубасов В. Н. Траектория облета планеты с возвращением к Земле.— *Космические исследования*, 1968, т. 4, № 6.
- 4.9. Ильин В. А., Кузмак Г. Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги.— М.: Наука, 1976.
- 4.10. Охочимский Д. Е. Динамика космических полетов.— М.: Изд-во Московского ун-та, 1968.
- 4.11. Хок Д. С. Космические маневры: Оптимизация.— В кн.: *Космические траектории*. М.: ИЛ, 1963.
- 4.12. Ивашкин В. В. Оптимальные траектории импульсного перехода между орбитами при наличии ограничений по радиусу.— *Космические исследования*, 1966, т. 4, № 4.

- 4.13. Руппе Г. Введение в астронавтику. Т. I: Пер. с англ.— М.: Наука, 1970.
- 4.14. Уингроу Р. К. (Wingrove R. C.). Динамика входа в атмосферу планеты.— В кн.: Современное состояние механики космического полета: Перев. с англ./Под ред. П. Б. Ричардса.— М.: Наука, 1969.
- 4.15. Эйсмонт Н. А. Использование аэродинамического торможения для перевода спутника планеты с орбиты с большим эксцентриситетом на почти круговую.— Космические исследования, 1972, т. 10, № 2.
- 4.16. Гребеников Е. А., Демин В. Г. Межпланетные полеты.— М.: Наука, 1965.
- 4.17. Farquhar R. W. Future missions for libration-point satellites.— *Astronaut. and Aeronaut.*, 1969, v. 7, № 5 (AP, 1969, № 35).
- 4.18. Дубошин Г. Н., Охцимский Д. Е. Некоторые проблемы аэродинамики и небесной механики.— Космические исследования, 1963, т. 1, № 2.
- 4.19. Тангей А. Р. Маневры в космосе.— В кн.: Космические траектории. М.: ИЛ, 1963.
- 4.20. Гродзовский Г. Л., Охцимский Д. Е., Белецкий В. В., Иванов Ю. Н., Курьянов А. И., Платонов А. К., Сарычев В. А., Токарев В. В., Ярошевский В. А. Механика космического полета.— В кн.: Механика в СССР за 50 лет. Т. I. М.: Наука, 1968.
- 4.21. Платонов А. К. Исследование свойств корректирующих маневров в межпланетных полетах.— Космические исследования, 1966, т. 4, № 5.
- 4.22. Кубасов В. Н. Коррекция межпланетных траекторий с помощью импульсов радиальной гелиоцентрической скорости.— Космические исследования, 1966, т. 4, № 5.
- 4.23. P l a t o n o v A. K., T e t e r i n Yu. D. Some peculiarities of two-component nonedential solar correction.— *Astrodynamics, Guidance and Control*. 17th Astronaut. Congr., Madrid, 1966, Proceedings, 1967, pp. 95—102.
- 4.24. Эрике К. Космический полет. Т. II, ч. II.— М.: Наука, 1970.
- 4.25. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета с малой тягой.— М.: Наука, 1966.
- 4.26. Белецкий В. В., Егоров В. А. Межпланетные полеты с двигателями постоянной мощности.— Космические исследования, 1964, т. 2, № 3.
- 4.27. Melbourne W. G., Saucer C. G. Optimum interplanetary rendezvous with power-limited vehicles.— *AIAA Journal*, 1963, v. 1, № 1.
- 4.28. Melbourne W. G., Space flight optimisation.— *Proc. NASA Univ. Conf. Sci. and Technol. Space Explorat.*, Chicago. Ill., 1962, v. 1, Washington, D. C., NASA, 1962, pp. 261—273 (AP, 1965, № 15).
- 4.29. Лондон Г. (London H. S.). Некоторые точные решения уравнений движения космического корабля с солнечным парусом при постоянном угле установки паруса.— Механика, 1962, № 1.
- 4.30. Цзу (Tsu T. S.). Межпланетный полет с помощью солнечного паруса.— Механика, 1961, № 1.
- 4.31. Жуков А. Н., Лебедев В. Н. Вариационная задача о перелете между гелиоцентрическими круговыми орбитами при помощи солнечного паруса.— Космические исследования, 1964, т. 2, № 1.
- 4.32. Wright J., Warkke J. Solar sail mission application.— *AIAA Pap.*, 1976, № 808 (AP, 1977, № 27).
- 4.33. Штернфельд А. Введение в космонавтику. Пер. с франц. с рукописи.— М.: ОНТИ, 1937 (2-е изд.— М.: Наука, 1974).
- 4.34. Greenwood S. W. Orbits for solar exploration: a review. *Canad. Aeronaut and Space J.*, 1967, v. 13, № 10 (AP, 1968, № 19).
- 4.35. Егоров В. А. Некоторые вопросы оптимизации траекторий зондирования межпланетного пространства.— Автоматика и телемеханика, 1970, № 5.

- 4.36. Strack W. C., Hrach F. J., Early application of solar-electric propulsion to a 1-astronomical-unit out-of-the-ecliptic mission.— AIAA Paper, 1970, № 1118 (AP, 1971, № 12).
- 4.37. Farquar R. W., Muhonen D. P., Richardson D. L. Mission design for a halo orbit of the earth.— AIAA Pap., 1976, № 810 (AP, 1977, № 12).
- 4.38. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов.— М.: Машиностроение, 1973.
- 4.39. Иванов Н. М., Мартынов А. И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса.— М.: Наука, 1977.
- 4.40. Хейнес, Боулмен, О'Нейл (Haynes N. R., Bollman W. E., O'Neil W. J.). Запуск КА «Маринер-71» на орбиту вокруг Марса.— Вопросы ракетной техники, 1971, № 5.
- 4.41. Фейтис (Feitis P. H.). Преимущества траекторий Земля — Марс — Земля с точки зрения передачи данных.— Ракетная техника и космонавтика (русский перевод журнала AIAA Journal), 1968, т. 6, № 4.
- 4.42. Мороз В. И. Предварительные результаты исследований, проведенных на советских автоматических станциях «Марс-4», «Марс-5», «Марс-6», «Марс-7».— Космические исследования, 1975, т. 13, № 1.
- 4.43. Смирнов В. Н., Омельченко А. Н., Вайсберг О. Л. О возможном обнаружении каспов у Марса.— Космические исследования, 1978, т. 16, № 6.
- 4.44. Давыдов В. Д. Современные представления о Марсе.— М.: Знание, 1978.
- 4.45. Мурзаков Б. Г. Проблемы обнаружения жизни на планетах.— М.: Наука, 1977.
- 4.46. Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел.— М.: Наука, 1972.
- 4.47. Росс Ст. (Ross St.). Синтез траекторий для исследования межпланетных операций: Пер. с англ.— В кн.: Современное состояние механики космического полета/Под ред. П. Б. Ричардса. М.: Наука, 1969.
- 4.48. Bender D. F. Out-of-ecliptic missions using Venus or Earth gravity assists.— AIAA Pap., 1976, № 189 (AP, 1976, № 36).
- 4.49. Абрамович С. К., Агеева Г. Д., Аким Э. Л. и др. Баллистика и навигация при управлении полетом автоматических межпланетных станций «Венера-9» и «Венера-10».— Космические исследования, 1976, т. 14, № 5.
- 4.50. Авдеевский В. С., Бородин Н. Ф., Бурцев В. П. и др. Автоматические станции «Венера-9» и «Венера-10» — функционирование спускаемых аппаратов и измерение параметров атмосферы.— Космические исследования, 1976, т. 14, № 5.
- 4.51. Соколов С. С. Новое поколение «Венер» изучает планету.— В кн.: Современные достижения космонавтики. М.: Знание, 1976 (№ 12 серии «Космонавтика, астрономия»).
- 4.52. Долгинов Ш. Ш., Жугов Л. Н., Шарова В. А., Бузин В. П. Магнитное поле и магнитосфера планеты Венера.— Космические исследования, 1978, т. 16, № 6.
- 4.53. Маров М. Я., Мороз В. И. Предварительные результаты исследований, проведенных на автоматических станциях «Венера-9» и «Венера-10».— Космические исследования, 1976, т. 14, № 5.
- 4.54. Ксанфомалити Л. В. Планеты, открытые заново.— М.: Наука, 1978.
- 4.55. Колосов М. А., Яковлев О. И., Радиофизические исследования Венеры с космических аппаратов.— Земля и Вселенная, 1978, № 3.
- 4.56. Science News, 1978, v. 114, № 26/27.

- 4.57. Sturms F. M., Jr., Cutting E. Trajectory model for manned and unmanned missions to Mercury: 1980—2000.— J. Spacecraft and Rockets, 1967, v. 4, № 9 (AP, 1968, № 3).
- 4.58. Соловьев Ц. В., Шмакова Н. Ф. Оптимизация траекторий полета к Меркурию в гравитационном поле Венеры.— Космические исследования, 1974, т. 12, № 6.
- 4.59. Bender D. F. Ballistic trajectories for Mercury orbiter missions using optimal Venus flybus, a systematic search.— AIAA Pap., 1976, № 796 (AP, 1977, № 12).
- 4.60. Klopp D. A., Wells W. C. Solar electric low-thrust Mercury orbiter missions.— AIAA Paper, 1972, № 425 (AP, 1972, № 33).
- 4.61. Driver J. M. Encounter trajectory design for SEP rendezvous with low mass celestial bodies.— AIAA Paper, 1972, № 424 (AP, 1972, № 36).
- 4.62. Grace W. R., Atkins K. L. SEMMS — understanding the solar electric multimission concept.— AIAA Paper, 1972, № 469 (AP, 1972, № 38).
- 4.63. Чесноков В. И. Исследования Меркурия и околосолнечного пространства.— В кн.: Современные достижения космонавтики. М.: Знание, 1978 (№ 12 серии «Космонавтика, астрономия»).
- 4.64. Ксанфомалити Л. В. Меркурий — брат Луны.— Земля и Вселенная, 1976, № 1.
- 4.65. Казакова Р. К., Киселев В. Г., Платонов А. К. Исследование свойств энергетически оптимальных орбит полета к Юпитеру.— Космические исследования, 1968, т. 6, № 1.
- 4.66. Георгиев К. Г., Папков О. В. Траектории полета к Юпитеру с использованием гравитационного поля Марса.— Космические исследования, 1978, т. 16, № 1.
- 4.67. Hollenbeck G. R. New options for outer planet exploration.— AIAA Pap., 1975, № 1138 (AP, 1976, № 7).
- 4.68. Robert Ph. H., Jr., Trajectory design for Saturn orbiter missions in the middle 1980s.— AIAA Pap., 1976, № 1136 (AP, 1976, № 27).
- 4.69. Hendricks T. C., Satin A. L., Tindle E. Missions to Titan (1983—2000): an analysis of orbiters and entry vehicles.— AIAA Pap., 1976, № 799, (AP, 1977, № 12).
- 4.70. Atkins K. L., Sauer G. G., Flandro G. A. Solar electric propulsion combined with earth gravity assist: a new potential for planetary exploration.— AIAA Pap., 1976, № 807 (AP, 1977, № 18).
- 4.71. Niehoff J. C. Gravity-assisted trajectories to solarsystem targets.— J. Spacecraft and Rockets, 1966, v. 3, № 9 (AP, 1967, № 5).
- 4.72. Ondrasik V. J., Ransford G. A., Hildenbrand G. E. An analysis of outer planet navigation systems.— AIAA Paper, 1972, № 926 (AP, 1973, № 11).
- 4.73. Bond V. R., Anson K. W. Trajectories that fly by Jupiter and Saturn and return to Earth.— J. Spacecraft and Rockets, 1972, v. 9, № 6 (AP, 1973, № 2).
- 4.74. Коваль А. Д. Космические полеты.— М.: Знание, 1971.
- 4.75. Silver B. W. Grand tours of the Jovian planets.— J. Spacecraft and Rockets, 1968, v. 5, № 6 (AP, 1968, № 37).
- 4.76. Космический аппарат TOPS для полета по программе Grand Tour (обзор С. А. Никитина).— AP, 1971, № 25.
- 4.77. Roberts D. L. The requirements of unmanned space missions to Jupiter.— Raumfahrtforschung, 1967, Bd. 11, № 1, (AP, 1967, № 17).
- 4.78. Хавенсон Н. Г., Эльясберг П. Е. О возможности использования гравитационного поля Юпитера для пролета на заданном расстоянии от Солнца и выхода из плоскости эклиптики.— Космические исследования, 1972, т. 10, № 2.

- 4.79. Uphoff C., Roberts P. H., Friedman L. D. Orbit design concepts for Jupiter orbiter missions — AIAA Pap., 1974, № 781 (AP, 1975, № 10).
- 4.80. Friedman L. D., Nunamaker R. R. Mission design of a Pioneer Jupiter orbiter. — AIAA Pap., 1975, № 1135 (AP, 1976, № 7).
- 4.81. Beckman J. C., Miner E. D., Jovian system science issues and implications for Mariner Jupiter orbiter mission. — AIAA Pap., 1975, № 1141 (AP, 1976, № 21).
- 4.82. Friedlander A. L. Jupiter orbiter lifetime: the hazard of Galilean satellite collision. — J. Astronaut. Sci., 1975, v. 23, № 4 (AP, 1978, № 41).
- 4.83. Иванов Н. М., Мартынов А. И., Соколов Н. Л. Баллистико-навигационные проблемы торможения КА в атмосфере Юпитера. — Космические исследования, 1979, т. 17, № 1.
- 4.84. Saurer C. G., Atkins K. L., Potential advantages of solar electric propulsion of outer planet orbiters. — AIAA Paper, 1972, № 423 (AP, 1972, № 40).
- 4.85. Prickett W. Z., Spera R. J., Nuclear electric propulsion mission. — AIAA Paper, 1972, № 428 (AP, 1972, № 37).
- 4.86. Ivie C. V., Friedman L. D. The automated planetary space station. — AIAA Pap., 1977, № 30 (AP, 1977, № 44).
- 4.87. Фландро (Flandro G. A.). Полеты с солнечно-электрическими двигателями малой тяги к Юпитеру с продолжением движения к внешним планетам. — Ракетная техника и космонавтика (русский перевод журнала AIAA Journal), 1968, т. 6, № 9.
- 4.88. Куликовский П. Г. Справочник любителя астрономии. — 4-е изд. — М., Наука, 1971.
- 4.89. Meissinger H. F., Benson R. A. Design characteristics of solar electric spacecraft for multiple interplanetary missions. — AIAA Paper, 1970, № 645 (AP, 1970, № 48).
- 4.90. Odom P. R., Cikanek H. A., Allen L. C. Application of solar electric propulsion to comet and asteroid rendezvous and docking (CARD) mission with sample return. — AIAA Paper, 1972, № 470 (AP, 1972, № 36).
- 4.91. Brooks D. R. Solar-electric mission to specific targets in the asteroid belt. — AIAA Paper, 1970, № 1120, (AP, 1971, № 20).
- 4.92. Gobelz F. W., Doll J. R. A survey of impulsive trajectories. — AIAA Journal, 1969, v. 7, № 5 (AP, 1970, № 2).
- 4.93. Wetmore W. C. Comet flyby studied for Mariner backup. — Aviat. Week and Space Technol., 1965, v. 83, № 22 (AP, 1966, № 7).
- 4.94. Bender D. F. Encke ballistic flybus in 1980. — AIAA Pap., 1974, № 782 (AP, 1975, № 11).
- 4.95. Waters J. L. Application of an impulsive trajectory optimization method to the comet rendezvous problem. — AIAA Paper, 1971, № 39 (AP, 1971, № 23).
- 4.96. Kruse D. H., Fox M. K. Trajectory analysis aspects of low-thrust and ballistic rendezvous missions to Halley's comet. — AIAA Paper, 1966, № 933 (AP, 1970, № 18).
- 4.97. Burrows R. Halley comet rendezvous with a SEPS vehicle. — AIAA Pap., 1978, № 50 (AP, 1978, № 33).
- 4.98. Friedman L., Carroll W., Goldstein R., a. o. Solar Sailing—the concept made realistic. — AIAA Pap., 1978, № 82 (AP, 1978, № 38).
- 4.99. Sauer C. G. Jr., Trajectory design of a solar electric propulsion Encke slow flyby mission. — AIAA Pap., 1975, № 421 (AP, 1975, № 34).
- 4.100. Aviation Week and Space Technology, 1978, v. 108, № 16.
- 4.101. Wong Th. J., Anderson J. L. A preliminary study of spacecraft for manned Mars orbiting and landing mission. — SAE Preprints, s. a., № 857B, pp 1—11 (AP, 1966, № 2).
- 4.102. Sohn R. L. Future manned planetary missions. — J. Astronaut. Sci., 1967, v. 14, № 5 (AP, 1968, № 43).

- 4.103. Project Areas manned Mars missions.— Techn. Engng. News, 1965, v. 47, № 5 (AP, 1966, № 9).
- 4.104. McCarthy J. F., Hanley G. M., Earth entry at hyperbolic velocities.— AIAA Paper, 1968, № 153 (AP, 1968, № 47).
- 4.105. Голубев Ю. Ф., Филипович И. В. Алгоритм управления входом в атмосферу с гиперболическими скоростями.— Космические исследования, 1974, т. 12, № 2.
- 4.106. Baradell D. L. A look at the re-entry problem.— Guidance and Control-2, New York—London, Acad. Press, 1964, (AP, 1965, № 6).
- 4.107. Thurneck W. J., Jr., Mason J. D. A space tug retrieval mission.— AIAA Paper, 1972, № 13 (AP, 1972, № 21).
- 4.108. Johnson K. P., Holl R. H. Nuclear shuttle for interorbital and transplanetary applications.— J. Spacecraft and Rockets, 1971, v. 8, № 6 (AP, 1971, № 42).
- 4.109. Littman T. M., Garcia D. Reusable nuclear shuttle design and launch alternatives.— AIAA Paper, 1971, № 640 (AP, 1971, № 42).
- 4.110. Kovit B. Manned Mars mission.— Space Aeronautics, 1963, v. 40, № 5 (AP, 1964, № 17).
- 4.111. Astronaut and Aeronaut., v. 3, № 11, 1965 (AP, 1966, № № 2, 4).
- 4.112. Titus R. R. Early manned exploration of the planets.— J. Spacecraft and Rockets, 1971, v. 8, № 5 (AP, 1971, № 40).
- 4.113. Mercer J. Manned Mars trip, space station sought.— Technol. Week, 1966, v. 19, № 22 (AP, 1967, № 10).
- 4.114. Штернфельд А. Искусственные спутники.— 2-е изд.— М.: Гостехиздат, 1958.
- 4.115. Faust N. L., Murtagh Th. B. Manned Mars lander launch-to-rendezvous analysis for a 1981 Venus-swingby mission.— AIAA Paper, 1970, № 1075 (AP, 1971, № 17).
- 4.116. Manning L. A. Trajectory model for manned and unmanned missions to Mercury: 1980—2000.— J. Spacecraft and Rockets, 1967, v. 4, № 9 (AP, 1968, № 3).
- 4.117. Sohn R. L. Mars/Venus flyby mission with manned Mars landers.— J. Spacecraft and Rockets, 1967, v. 4, № 1 (AP, 1967, № 20).
- 4.118. Ragsac R. V. Two-vehicle Mars stopover with rendezvous.— J. Spacecraft and Rockets, 1966, v. 3, № 6 (AP, 1966, № 41).
- 4.119. Ливанов Л. Б. Об одном классе оптимальных импульсных перелетов Земля — планета — Земля.— Космические исследования, 1971, т. 9, № 2.
- 4.120. Alfvén H., Arrhenius G. Mission to an asteroid.— Science, 1970, v. 167, № 3915.
- 4.121. Melbourne W. G. Three-dimensional optimum thrust trajectories for power-limited propulsion systems.— J. Amer. Rock. Soc., 1961, v. 31, № 12.
- 4.122. Irving J. H., Blum E. K. Comparative performance of ballistic and lowtrust vehicles for flight to Mars.— Vistas Astronaut., vol. 2, London — New York — Paris — Los Angeles, 1956, pp. 191—218. Discuss., p. 218 (AP, 1963, № 14).
- 4.123. Аврамченко Р. Ф., Безменов В. М., Винокуров В. А., Токарев В. В. Минимальное время перелета Земля — Марс — Земля с нерегулируемым двигателем малой тяги.— Космические исследования, 1967, т. 5, № 3.
- 4.124. Белецкий В. В., Егоров В. А., Ершов В. Г. Анализ траекторий межпланетных полетов с двигателями постоянной мощности.— Космические исследования, 1965, т. 3, № 4.
- 4.125. Стернс (Stearns J. W.). Применение электродвигательных систем.— Вопросы ракетной техники, 1962, № 11.
- 4.126. Aviation Week and Space Technology, 1968, v. 89, № 7.
- 4.127. Космическая эра: Прогнозы на 2001 год.— М.: Мир, 1970.

К части V «ПОЛЕТЫ ЗА ПРЕДЕЛЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ»

- 5.1. Гиммельфарб Б. Н. Где границы Солнечной системы? — Земля и Вселенная, 1965, № 4.
- 5.2. Ehricke K. A. Saturn-Jupiter rebound.—Journ. of the Brit. Interpl. Soc., 1972, v. 25, № 10.
- 5.3. Перельман Р. Г. Двигатели галактических кораблей.— М.: Изд-во АН СССР, 1962.
- 5.4. Перельман Р. Г. Цели и пути покорения космоса.— М.: Наука, 1967.
- 5.5. Скобельцын Д. В. Парадокс близнецов в теории относительности.— М.: Наука, 1966.
- 5.6. Станюкович К. П. Некоторые соотношения механики фотонных ракет.— Приложение к книге [5.3].
- 5.7. Смилга В. Очевидное? Нет, еще неизведанное...— М.: Молодая гвардия, 1966.
- 5.8. Станюкович К. П., Бронштэн В. А. Межзвездные перелеты.— В кн.: Космос, вып. 1. М.: Изд-во АН СССР, 1963.
- 5.9. Зенгер Е. К механике фотонных ракет: Пер. с нем.— М.: ИЛ, 1958.
- 5.10. Шкловский И. С. Вселенная. Жизнь. Разум.— 3-е изд.— М.: Наука, 1973.
- 5.11. Дьюрелл К. Алфавит теории относительности.— М.: Мир, 1970.
- 5.12. Гарднер М. Теория относительности для миллионов: Пер. с англ.— М.: Атомиздат, 1965.
- 5.13. Кузнецов Б. Г. Беседы о теории относительности.— М.: Изд-во АН СССР, 1960.
- 5.14. Угаров В. А. Специальная теория относительности.— М.: Наука, 1969.
- 5.15. Гольденблат И. И. Парадоксы времени в релятивистской механике.— М.: Наука, 1972.
- 5.16. Сенченков А. П. Атомные ракеты и проблемы освоения космоса.— М.: Атомиздат, 1964.
- 5.17. Гиндилис Л. М. Космические цивилизации: Проблема контакта с внеземным разумом.— М.: Знание, 1973.
- 5.18. Шкловский И. С. О возможной уникальности разумной жизни во Вселенной.— Вопросы философии, 1976, № 9.

К ПОСЛЕСЛОВИЮ

- П.1. Коваль А. Д., Тищенко А. А. Космические исследования и экономика.— М.: Знание, 1973.
- П.2. O'Neill G. K. The colonization of space.— Physics Today, Sept. 1974.
- П.3. O'Neill G. K. Space colonies and energy supply to the Earth.— Science, Dec. 5, 1975.
- П.4. Страницы советской космонавтики/Денисов В. П., Алимов В. И., Журенко А. А., Мишарин В. А. Под ред Г. С. Нариманова.— М.: Машиностроение, 1975.
- П.5. Puttkamer J. The next 25 years: industrialization of space.— Space World, 1977, № 10 (AP, 1978, № 26).
- П.6. Aviation Week and Space Technology, 1973, v. 99, № 13.

УКАЗАТЕЛЬ ИМЕН И БИБЛИОГРАФИЧЕСКИХ ССЫЛОК

Абалакин В. К. [4.2] 305, 414, 416
 Абрамович С. К. [4.49] 391
 Авдеевский В. С. [4.50] 391
 Аврамченко Р. Ф. [4.123] 462
 Агалаков В. С. [2.30] 161
 Агеева Г. Д. [4.49] 391
 Айви (Ivies C. V.) [4.86] 420, 469
 Айрес (Irace W. R.) [4.62] 399, 429
 Аким Э. Л. [3.20, 4.49] 247, 391
 Александров С. Г. [1.4, 3.5] 31, 64, 197, 209
 Алексахин И. В. [2.8] 109
 Алимов В. И. [П.4] 483
 Аллен (Allen L. C.) [4.90] 429—432, 438, 439
 Алтсеймер (Altseimer J. H.) [3.42] 291
 Альфвен (Aliven H.) [4.120] 460
 Андерсон (Anderson J. L.) [4.101] 442, 456
 Андронов И. М. [2.20] 142
 Апхоф (Uphoff C.) [4.79] 413—415
 Аррениус (Arrhenius G.) [4.120] 460
 Астапович И. С. [2.2] 93, 94
 Африкано (Africano R. C.) [1.44] 75, 76

Балакин В. Л. [2.11] 119
 Балк М. Б. [2.5] 97, 105
 Бараделл (Baradell D. L.) [4.106] 445, 455
 Бароуз (Burrows R.) [4.94] 437
 Баузе В. Р. Э. [4.8] 326, 378, 387, 447
 Безменов В. М. [4.123] 462
 Бекман (Beckman J. C.) [4.81] 414
 Белецкий В. В. [1.45, 2.21, 2.24, 4.20, 4.26, 4.46, 4.124] 85, 144, 147, 338, 344, 387, 462, 464
 Белоконов В. М. [2.11] 119
 Бендер (Bender D. F.) [4.48, 4.59, 4.94] 389, 398, 435
 Бенсон (Benson R. A.) [4.89] 429
 Бергюис (Berghuis J.) [3.18] 246
 Береснев Н. П. [3.11] 213
 Блиннов А. 469
 Блум (Blum E. K.) [4.122] 462
 Бок (Bock E. H.) [2.45] 189
 Бонд (Bond V. R.) [4.73] 407, 408
 Бородин Ф. [4.50] 391
 Боулмен (Bollman W. E.) [4.40] 374
 Браун (Brown H.) [3.43] 292
 Бронштейн В. А. [5.8] 474
 Брукс (Brooks D. R.) [4.91] 429, 432
 Буани В. П. [4.52] 394
 Бурцев В. П. [4.50] 391
 Бухаркина А. П. [3.32] 264
 Бычков [1.10] 36, 37
 Бэри (Burry R.) [3.34] 274
 Бэттин Р. (Battin R. H.) [1.39, 3.2] 70, 194

Вайсберг О. Л. [4.43] 381
 Вармке (Warmke J.) [4.32] 349, 464
 Вейс (Weiss R. F.) [1.21] 42
 Виллис (Willis E. A.) [1.16] 40
 Виноградов А. [3.17] 245, 247, 254
 Винокуров В. А. [4.123] 462
 Волков В. Н. 172
 Вольчек (Wolczek O.) [1.11] 38
 Вюншер (Wuenschner H. F.) [3.38] 290

Гаевский В. Л. [3.51] 298
 Галилей Г. (Galilei G.) 17
 Галкии И. Н. [3.21] 248
 Гальперин Ю. М. [2.29] 155
 Гамов Дж. (Gamow G.) [3.14] 226
 Гардиер М. (Gardner M.) [5.12] 478
 Гарсиа (Garcia D.) [4.109] 446
 Гейтс (Gates C. R.) [3.9] 212, 213
 Георгиев К. Г. [4.66] 405
 Гильденбранд (Hildenbrand G. E.) [4.72] 407
 Гильзин К. А. [1.8, 1.18] 35—44, 48
 Гиммельфарб Б. Н. [5.1] 467
 Гиндилис [5.17] 480
 Глазков А. Г. [3.31] 264, 265
 Глушко В. П. [1.7, 1.28] 35, 37, 43, 53
 Гобетц (Gobetz F. W.) [4.92] 430
 Голдстейн (Goldstein R.) [4.98] 438
 Голубев Ю. Ф. [3.32, 4.105] 264, 445
 Гольденблат И. И. [5.15] 478
 Гомай В. (Homan W.) 131
 Гребеников Е. А. [4.16] 336
 Гринвуд (Greenwood S. W.) [4.34] 351
 Гришин С. Д. [2.35] 177
 Гродзовский Г. Л. [1.9, 4.20, 4.25] 36, 39, 41, 42, 44, 45, 48, 49, 338, 344, 461—463
 Гэтленд (Gatland K. W.) [1.3, 3.40] 30, 291
 Гюнтер (Günther F.) [1.13] 39, 40, 43, 44

Давыдов В. Д. [4.44] 381
 Даламбер (D'Alembert) 17
 Дарлингтон (Darlington S.) [3.10] 212, 213
 Дашков А. А. [3.7, 3.12, 4.8] 208—210, 215, 326, 378, 387, 447
 Демин В. Г. [1.41, 2.7] 71, 105
 Денисов В. П. [П.4] 483
 Джермириан (Garmirian J.) [2.52] 299
 Джонсон (Johnson K. P.) [4.108] 446
 Диксон (Dixon A. E.) [1.3, 3.40] 30, 291
 Дилеонардо (Dileonardo G.) [3.48] 298
 Добровольский Г. Т. 172
 Добровольский (Dobrowolski A.) [2.17] 139
 Долгинов Ш. Ш. [2.28, 4.52] 155, 394
 Долл (Doll J. R.) [4.92] 430
 Драйвер (Driver J. M.) [4.61] 399

- Дрекслер (Drexler E.) [3.52] 299
 Дрекслер (Drexler K. E.) 349
 Дроунс (Drowns R. E.) [2.44] 189
 Дубошин Г. Н. [3.8, 4.18] 209, 337
 Дуглас-Гамильтон (Douglas-Hamilton D. H.) [1.22] 42
 Дьюрелл К. [5.11] 478
 Дэвин (Davlin D. E.) [3.39] 291, 293
- Егоров В. А. [3.1, 3.16, 4.7, 4.26, 4.35, 4.124] 191—195, 202, 204, 205, 207, 208—211, 221, 222, 225—227, 231, 234, 235, 239—241, 322, 344, 353, 462, 464
 Ермилов Ю. А. [2.14] 134, 135
 Ершов В. Г. [4.124] 462, 464
 Ефимов Г. Б. [2.16] 138
- Жузгов Л. Н. [4.52] 394
 Жуков А. Н. [4.31] 348
 Журенко А. А. [П.4] 483
- Зайцев Д. Л. [2.34] 166
 Зауэр (Sauer C. G.) [4.70, 4.84] 406, 407, 419, 429
 Зауэр (Sauer C. G., Jr.) [4.99] 438
 Зенгер (Sänger E.) [1.17, 5.9] 40, 475, 476, 477
 Зон (Sohn R. L.) [4.102, 4.117] 442, 444, 447, 454—458
- Ибрагимов К. З. [3.31] 264, 265
 Иванов Н. М. [4.39, 4.83] 371, 418
 Иванов Ю. Н. [1.9, 4.20, 4.25] 36, 39, 40, 42, 44, 45, 48, 338, 344, 461—463
 Иванова Е. Е. [2.14] 134, 135
 Ивашкин В. В. [2.10, 3.12, 3.15, 4.12] 119, 215, 237, 333
 Ильин В. А. [4.9] 326
 Ирвинг (Irving J. H.) [4.122] 462
- Казакова Р. К. [4.65] 404
 Камак (Camac M.) [2.19] 140
 Каплан С. А. [2.2] 93, 94
 Келлермайер (Kellermeier H.) [2.40] 185
 Кеплер И. (Kepler I.) 17, 66
 Кинг-Хили Д. (King-Hele D.) [2.3] 95
 Кислик М. Д. [1.43] 71
 Кларк А. (Clarke A.) 464
 Клеро (Clairaut A. C.) 17
 Клими А. В. [3.31] 264, 265
 Клоп (Klorp D. A.) [4.60] 399, 384—386
 Коваль А. Д. [4.74, П.1] 408, 409, 482
 Ковит (Kovit B.) [4.110] 446
 Колосов М. А. [4.55] 395
 Компанец Э. П. [2.8] 109
 Конашенко В. Н. [3.51] 298
 Кондратьев К. Я. [3.51] 298
 Кондратьев Ю. В. 180
 Коой (Kooy J. M. T.) [3.18] 246
 Коперник Н. (Kopernik N.) 17, 21
 Корлисс У. Р. (Corliss W. R.) [1.33] 48
 Коупленд (Copeland J.) [2.18] 139, 140
 Красовский А. А. [2.8] 109
 Крисгмен (Kriegsman B. A.) [3.33] 269
 Крисуэлл (Criswell D.) [3.52] 299
 Крузе (Kruse D. H.) [4.96] 436, 437
 Ксанфомалити Л. В. [4.54, 4.64] 395, 400, 401, 424
 Кубасов В. Н. [4.8, 4.22] 326, 329, 378, 386, 447
 Кузмак Г. Е. [4.9] 326
 Кузнецов Б. Г. [5.13] 478
- Куликовский П. Г. [4.88] 429—431
 Кунеш (Kunesch A. M.) [1.3, 3.40] 30, 291
 Курганова М. В. [2.7] 105
 Курьянов А. И. [4.20] 338
 Кэрролл (Carroll W.) [4.98] 438
- Лагранж (Lagrange J. L.) 17
 Лаплас П. (Laplace P. S.) 17
 Ларсон (Larson D. W.) [3.26] 259, 260
 Ларсон (Larson V. R.) [1.23] 42
 Лебедев А. А. [2.12] 129, 130, 136
 Лебедев В. Н. [4.31] 348
 Леваитовский В. И. [1.35, 2.37, 3.22, 4.5] 58, 82, 179, 251, 257, 310, 311, 346, 347, 445, 446
 Леваитовский Л. В. 145
 Легнер (Legner H. H.) [1.22] 42
 Легостаев В. П. [3.11] 213
 Лесков Л. В. [2.35] 177
 Ливанов Л. Б. [4.119] 459
 Лидов М. Л. [2.4, 3.19] 95, 109, 246, 247
 Липский Ю. [3.17] 245, 247, 254
 Литмен (Littman T. M.) [4.109] 446
 Логсдон (Logsdon T. S.) [1.44] 75, 76
 Лондон Г. (London H. S.) [4.29] 347
 Лоуден Д. Ф. (Lawden D. F.) [4.4] 307, 331
 Ляхов В. А. 173
- Майкелвейт (Mickelwait A. B.) [3.3] 197, 201
 Майнер (Miner E. D.) [4.81] 414
 Макдоналд (MacDonald D.) [3.35] 274
 Маккарти (McCarthy J. F., Jr.) [4.104] 445
 Маркеев А. П. [2.6] 105, 116
 Маров М. Я. [4.53] 395
 Мартынов А. И. [4.39, 4.83] 371, 418
 Мейдер (Mader G. F.) [3.42] 291
 Мейсиджер (Meissinger H. F.) [4.89] 429
 Мельбури (Melbourne W. G.) [4.27, 4.28, 4.121] 344, 345, 461
 Мерсер (Mercer J.) [4.113] 448
 Мёкель (Moeckel W.) [1.19] 41—44
 Миккельсон (Mickelsen W. R.) [1.26] 43, 44
 Минаков Ю. М. [2.7a] 107
 Мирабо (Mirabo L. N.) [1.25] 42
 Митти (Meitin R. J.) 298
 Мишарин В. А. [П.4] 483
 Мороз В. И. [4.42, 4.53] 379, 395
 Мурзаков Б. Г. [4.45] 381
 Мурто (Murtagh Th. B.) [4.115] 454
 Мэйсон (Mason J. D.) [4.107] 446
 Мэнинг (Manning L. A.) [4.116] 452, 455
 Мюллер (Mueller C.) [2.36] 177
 Мюонен (Muhonen D. P.) [4.37] 360
- Назаров Г. А. [1.10] 36, 37
 Ниехоф (Niehoff J. C.) [4.71] 407—409, 411
 Никити С. А. [4.76] 409, 410
 Николаев А. Г. 171
 Николл мл. (Nicoll H. E., Jr.) [3.43] 292
 Нуимейкер (Nunemaker R. R.) [4.80] 414, 415
 Ньютон (Newton I.) 17—19, 54
- Оберт Г. (Oberth H.) 180
 Одом (Odom P. R.) [4.90] 429—432, 438, 439
 Олдри (Aldrin E. E., Jr.) 272
 Омельченко А. Н. [4.43] 381
 Ондрейсик (Ondrasik V. J.) [4.72] 407
 О'Нейл (O'Neill W. J.) [4.40] 374
 О'Нейл (O'Neill G. K.) [П.2, П.3] 483
 Ордвей (Ordway F. I., II) [2.41] 185

Охочимский Д. Е. [1.42, 2.15, 2.16, 2.23, 3.8, 3.32, 4.10, 4.18, 4.20] 71, 137, 138, 146, 147, 209, 264, 327, 337, 338

Паневин И. Г. [1.15] 40, 41
Пантюшин С. В. [2.14] 134, 135
Папков О. В. [4.66] 405
Паткамер (Puttkamer J.) [П.5] 483
Пацаев В. И. 172
Пеллинен [2.7a] 107
Перельман Р. Г. [5.3, 5.4] 472, 473, 476
Перов В. Д. [3.13] 215
Петерсон (Peterson N. V.) [3.37] 276
Петросянц М. А. [2.31] 161
Пири (Pirri A. N.) [1.21, 1.24] 42
Пирсон (Pierson J.) 297, 485
Платонов А. К. [4.20, 4.21, 4.23, 4.65] 338—340, 404
Пономарев В. М. [2.13] 131, 133
Приккет (Prickett W. Z.) [4.85] 420
Прицела В. И. [1.10, 1.15] 36, 37, 40, 41
Птолемей 21
Пэйдж (Paige H. W.) [3.41] 291, 293, 294, 299

Рарсак (Ragsac R. V.) [4.118] 458
Райт (Wright J.) [4.32] 349, 464
Раушенбах Б. В. [1.46] 85, 86
Рэгсдейл (Ragsdale R. G.) [1.16] 40
Рейс (Reiss M. H.) [3.33] 269
Рейч (Reich H.) [3.36] 276
Решетников А. И. [3.51] 298
Ричардсон (Richardson D. L.) [4.37] 360
Робертс (Roberts D. L.) [4.77] 411
Робертс (Roberts Ph. H., Jr.) [4.68, 4.79] 405, 406, 413—415, 417
Ром (Rom F.) [1.14] 39, 40
Росс Ст. (Ross St. E.) [4.47] 389, 408, 409, 411, 455, 457
Руппе Г. (Ruppe H. O.) [3.25, 4.13] 258, 260, 261, 276, 333, 334, 357, 369, 372, 386
Рускол Е. Л. 414
Рылов Ю. П. [2.20] 142
Рэнсфорд (Ransford G. A.) [4.72] 407
Рюмни В. В. 174

Савичев В. В. [2.35] 177
Саймонс (Simons G. A.) [1.24] 42
Сарычев В. А. [2.23, 2.25, 4.20] 146—149, 338
Саттон (Sutton G. R.) [1.20] 41, 43, 44, 47
Севастьянов В. И. 171
Седов Л. И. [3.4] 197, 199, 201, 238
Сейферт (Seifert H. S.) [3.50] 298
Сенченков А. П. [5.16] 479
Силвер (Silver B. W.) [4.75] 409, 410
Сире А. Ш. [2.30] 161
Скобельцын Д. В. [5.5] 472, 478
Скулл (Scull J. R.) [3.9] 212, 213
Слай (Slye R. E.) [3.28] 259, 260
Смилга В. [5.7] 473, 478
Смиринов В. Н. [4.43] 381
Соколов В. Б. [2.12, 2.38] 129, 130, 136, 180
Соколов Н. Л. [4.83] 418
Соколов С. С. [4.51] 391
Соловьев А. А. [2.4] 109
Соловьев Ц. В. [4.38, 4.58] 369, 370, 373, 375, 378, 386—389, 396—398, 408—410
Спар (Spahr H. R.) [3.26] 259, 260
Спера (Spera R. J.) [4.85] 420
Станюкович К. П. [5.6, 5.8] 472, 474, 475
Стахеер Ю. И. [3.13] 215
Стег Л. (Steg L.) [3.45] 294
Стирнс (Stearns J. W.) [4.125] 464
Стрэк (Strack W. C.) [4.36] 355, 356
Стурмс (Sturms F. M.) [4.57] 396

Стюард (Steward J. J.) [3.42] 291
Сэндс (Sands N.) [2.22] 146
Сэтин (Satin A. L.) [4.69] 406

Тайков Ю. Ф. [2.20] 142
Талызин Н. В. [2.33] 166
Тангей А. Р. [4.19] 338
Тарасов Е. В. [4.38] 369, 370, 373, 375, 378, 386—389, 408, 410
Тетерин Ю. Д. [4.23] 340
Титус (Titus R. R.) [4.112] 448, 453, 457, 458
Токарев В. В. [1.9, 4.20, 4.25, 4.123] 36, 39, 41, 42, 44, 45, 48, 338, 344, 461—469
Токарь Е. Н. [1.46] 85, 86
Трифонов Ю. В. [2.20] 142
Трунов Ю. В. [3.31] 264, 265
Тупицын Н. Н. [2.10, 3.15] 119, 237
Турнек (Thurneck W. J., Jr.) [4.107] 446

Угаров В. А. [5.14] 478
Уингроу Р. К. (Wingrove R. C.) [3.29, 4.14] 259, 261, 262, 333, 334, 372
Уонг (Wong R. E.) [3.28, 3.49] 259, 260, 298
Уонг (Wong Th. J.) [4.101] 442, 451, 456
Уотерс (Waters J. L.) [4.95] 435, 437
Уоткинс (Watkins K. S.) [3.9] 212, 213
Уэллс (Wells W. C.) [4.60] 399
Уэтмор (Wetmore W. C.) [4.93] 435

Фаркуар (Farquhar R. W.) [3.44, 3.46, 4.17, 4.37] 293, 294, 295, 296, 298, 336, 360, 362
Фауст (Faust N. L.) [4.115] 454
Федоров Р. Е. [1.4, 3.5] 31, 64, 197, 209
Фейтис (Feitis P. H.) [4.71] 378
Феодосьев В. И. [1.2] 23, 24, 53, 75
Феоктистов К. П. 171
Фертрегт М. (Vertregt M.) [1.5] 31—34
Филипович И. В. [4.105] 445
Фиини (Phinney W. C.) [3.52] 299
Фишер (Fisher J. G.) [2.45] 189
Фландро (Flandro G. A.) [4.70, 4.87] 406, 407, 420, 429
Флоурной (Flournoy J.) [1.12] 38
Фокс (Fox M. K.) [4.90] 436, 437
Форрестер (Forrester A. T.) [1.29] 43, 44
Фридлендер (Friedlander A. L.) [4.82] 416
Фридман (Friedman L. D.) [4.79, 4.80, 4.86, 4.98] 413, 414, 415, 420, 438
Фризен (Friesen L. J.) [3.56] 300, 301

Хавенсон Н. Г. [4.78] 412
Хазан М. А. [3.31] 264, 265
Хазов В. Н. [1.15] 40, 41
Хейнес (Haynes N. R.) [4.40] 374
Хелд (Heald D. A.) [2.44] 189
Хендрикс (Hendricks T. C.) [4.69] 406
Хеппенгеймер (Heppenheimer T. A.) [3.54, 3.55] 299, 300
Хитрик М. С. [3.31] 264, 265
Хитцл (Hitzl D. L.) [2.32] 165
Хок Д. С. [4.11] 331
Холл (Holl R. J.) [4.108] 446
Холленбек (Hollenbeck G. R.) [4.67] 405, 406
Хрэх (Hrach F. J.) [4.36] 355, 356
Хэили (Hanley G. M.) [4.104] 445

Цандер Ф. А. [1.30] 46, 47, 180
Цзу (Tsu T. S.) [4.30] 347
Циоковский К. Э. [1.1] 15, 22, 25, 176, 180, 190, 485

Чеботарев Г. А. [1.40] 70
 Чейз (Chase R. L.) [1.32] 47
 Чепмен (Chapman D. R.) [3.27] 259, 260, 262
 Чесноков В. И. [4.63] 400, 401
 Чиканек (Cikanek H. A.) [4.90] 429—432, 438, 439
 Чилтон (Chilton F.) [3.53] 299

Шарова В. А. [4.52] 394
 Шварев В. В. [3.21] 248
 Шершнев В. М. [2.11] 119
 Шкловский И. С. [5.10, 5.18] 476, 480
 Шмакова Н. Ф. [4.58] 396—398
 Штернфельд А. А. [1.36, 1.37, 2.9, 3.6, 3.23, 4.6, 4.33, 4.114] 64, 73, 115—117, 123, 179, 202, 251, 258, 260, 291, 301, 314, 350, 351, 357, 360, 453
 Штулингер Э. (Stuhlinger E.) [1.27] 43, 44, 348
 Штутгарт (Stuttgart B.) [1.6] 35, 36
 Шульте (Schulte L. O.) [3.39] 291, 293

Эйлер Л. (Euler L.) 17
 Эйнштейн А. (Einschtein A.) 470
 Эйрмен (Eierman W. S.) [3.34] 274
 Эйсмонт Н. А. [4.15] 334
 Эльясберг П. Е. [2.1, 4.78] 93, 95, 96, 99—101, 106, 108, 124, 412
 Эно-Пельтри (Esnault-Pelterie R.) 180
 Энсон (Anson K. W.) [4.73] 407, 408
 Эрике К. (Ehricke K.) [1.38, 2.43, 3.14, 3.24, 4.24, 5.2] 70, 71, 189, 226, 253, 342, 343, 369, 370, 377, 452, 468, 469
 Эткинс (Atkins K. L.) [4.62, 4.70, 4.84] 399, 406, 407, 419, 429

Яковлев О. И. [4.55] 395
 Ярошевский В. А. [3.30, 3.31, 4.20] 260, 264, 265, 338
 Яффе (Jaffe L. D.) 469

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Акселерометр 59, 81, 84

Бесконечность местная 308

Биоспутник 159
 Буксир космический 185
 — — луниный 291, 295

Возвращение с Луны 256 и д.

— с планет 444 и д.

Возмущение 68

— гравитационное 68, 128, 203, 246

— орбиты спутника малой тягой 136

— — — от Луны и Солнца 98

— — — от сжатия Земли 92

— — — от сопротивления атмосферы 95

— — — от теплового излучения Земли 107

— — — слабым толчком 123 и д.

— — — солнечным излучением 106

— траектории межпланетной 335 и д.

— — полета к Луне 203

Время ожидания 131

Встреча на Луне 275

— на орбите околоземной 129, 276

— — — окололунной 276, 288

— — — околомарсианской 455

— на протетной траектории 446, 457

Выведение на орбиту 52, 111 и д.

— — — «через бесконечность» 118

Выход из плоскости эклиптики 353, 356, 411

Гало-орбита 295, 297, 360, 362

Гирископ 83 и д.

Гравитационный параметр 61

Градиент гравитации 58, 147

«Гранд тур» (Grand Tour) 409, 420, 423

Дальность прицельная 208, 326

— угловая 131, 193

Двигатель см. также Система двигательная

— большой тяги 27

— воздушно-реактивный 38

— гелиотермический 41, 50—51

— жидкостный 35, 50—51

— — многокамерный 35

— — на свободных радикалах (рекомбинационный) 38, 50—51

Двигатель изотопно-парусный 48, 50—51

— импульсный 48

— ионный 43

— квантовый см. Двигатель фотонный

— коллоидный 44

— лазерный 42, 50—52

— магнитогидродинамический 40, 50—52

— малой тяги 27, 41, 53

— солнечно-парусный см. Парус солнечный

— твердого топлива 37, 50—52

— тепловой (теплообменный) 34—42

— — с внешним источником энергии 41

— управляющий 85

— фотонный 48, 50—52, 471

— химический (термохимический) 34, 50—52

— электрический 42, 45, 50—52

— электродинамический 44

— электростатический 43, 50—52

— электротермический 42, 50—52

— ядерный 38, 50—52

Движение активное 73 и д.

— барицентрическое 67

— возмущенное 68, 91, 123

— гелиоцентрическое 69, 306

— геоцентрическое 67, 307

— кеплерово 66

— невозмущенное 68

— относительно поверхности Земли 107

— — — Луны 250

— — центра масс 84 и д.

— относительно в окрестности спутника 123

— планетоцентрическое 321, 324

— селеноцентрическое 203, 221 и д.

Долгота узла 90

Задача двух тел неограниченная 66

— — — ограниченная 60

— n тел 55

— — — ограниченная 56

— трех тел 56

Захват 238

Импульс удельный 23, 24

Качество аэродинамическое 121

- Кольцо «иглол» 106
 Конфигурация 131
 — начальная 131, 319
 Коридор входа в атмосферу 259
 Коррекция 87, 114, 143, 209
 — времени перелета к Луне 209
 — малой тягой 143
 — многоразовая 339
 — неоднородная 339
 — одноразовая 339
 — солнечная 339
 Космодинамика 15
 Космопорт на орбите 189, 293
 Коэффициент плотности масштабный 261
 — подъемной силы 122
 — полезной нагрузки 28
 — сопротивления 122
 Критерии оптимальности 79
- Линия апсид 62
 — узлов 68
 Лифт космический 485
- Маневр корректирующий см. Коррекция
 — многоимпульсный 113
 — обходный 116
 — орбитальный 15, 113
 — пертурбационный 230, 325, 407—410, 414—417 (см. также Облет)
 Масконы 248, 381
 Маховик управляющий 85
 Метод параллельного наведения 134
 — свободных траекторий 134
 — сопряженных конических сечений 70
 — тормозных эллипсов 258
 Монтаж на орбите 187, 276
- Навигация 59, 83, 84
 Нагрузка полезная 28
 — — относительная 28
 Наклонение 88
 Невесомость 57
- Облет Венеры 387
 — — пилотируемый безостановочный 4
 — — попутный 388, 398
 — Луны 224, 226
 — — дальний 228
 — — периодический 231
 — — пилотируемый 268, 270
 — — с пологом входа в атмосферу 229
 — — симметричный 230
 — Марса 377
 — — пилотируемый 447, 456
 — планеты активный 329
 — — пилотируемый 447
 — Сатурна 408, 410, 468
 — Солнца активный 468
 — Титана 416
 — Тритона 416
 — Юпитера 407—412, 468
 Окружность наземных стартов 311, 370, 387
 — орбитальных стартов 310
 Оптимизация 79, 138, 144, 344, 443
 Орбита см. также Траектория
 — гиперболическая 65
 — гомановская 131, 316, 318
 — кеплерова 66
 — круговая 63
 — монтажная околоземная 187, 276
 — ожидания 252
 — промежуточная 113, 114
 — спутника 89 и д.
- Орбита спутника кратнопериодическая 108
 — — Луны 241 и д.
 — — обратная 90
 — — оскулирующая 91
 — — оптимальная 244, 330
 — — прямая 90
 — — синхронная 108
 — — стационарная 109
 — — экваториальная 89
 — — эллиптическая 61, 89
 Ориентация 85, 140, 146
 Отношение масс 26
- Парадокс коррекции орбиты спутника 114
 — разгона с малой тягой 136
 — спутника аэродинамический 97
 Параметр гравитационный 61, 304
 Парус изотопный 18
 — солнечный 46, 88, 143, 346, 349
 Перегрузка 80, 122, 261, 263
 Перелет импульсный 52
 — многоимпульсный 52
 — многопланетный 325
 Переход через бесконечность 118
 Перигей условный 258
 Период обращения 62, 90
 — — синодический 132
 Планета искусственная 102, 313, 350
 Поверхность гиперболических траекторий 310
 Поворот плоскости орбиты 117
 Поле гравитационных возмущений в окрестности спутника 129
 — тяготения центральное (сферическое) 60
 Полет в заплутонное пространство 467
 — вне плоскости эклиптики 353, 356, 411
 — к Альфе Центавра 476
 — к астероидам 429—433
 — к Венере 348, 386 и д.
 — к звездам 470—480
 — к кометам 434—439
 — к Луне 191 и д.
 — — пилотируемый 368 и д.
 — — — с малой тягой 291
 — к Марсу 363 и д.
 — — — пилотируемый 388 и д.
 — — — с малой тягой 344, 345
 — — — с солнечным парусом 346—348
 — — — через Венеру 388
 — к Меркурию 348, 349, 396 и д.
 — к Нептуну 343, 348, 403, 408—410
 — к Плутону 343, 348, 403, 408, 410
 — к Сатурну 343, 348, 405—407
 — к Солнцу 314, 319
 — — — через бесконечность 359
 — — — через Венеру 389
 — — — через Юпитер 410, 412
 — к спутникам юпитерианских планет 414, 417, 422, 423
 — к Титану 416, 417, 423
 — к Урану 348, 403, 408, 409
 — к Эросу 431, 432
 — к Юпитеру 403 и д.
 — — — с малой тягой 419
 — — — через Венеру и Землю 405
 — — — через Землю 406
 — — — через Марс 405, 419
 — — — через Сатурн 408
 — межпланетный 302 и д.
 — — с малой тягой 341 и д.
 — — с солнечным парусом 346, 349, 385, 438, 464, 483
 — околоземной 89 и д.
 — с малой тягой в околоземном пространстве 136—146

- Полет с малой тягой к Луне 291
 — — — к планетам 341 и д.
 Посадка на астероид 432
 — на Луну грубая 212
 — — — мягкая 212
 — — — прямая 210
 — — — соколунной орбиты 252, 277, 286
 — на планету 323
 Постоянная тяготения 54
 Потери скорости 73, 199
 Прецессия орбиты спутника 92
 Пролет см. Облет...
 Противостояние 319
 — великое Марса 367
- Радиолокация орбитальная 254, 395
 Радиотелескоп космический 158, 174, 187
 Радиус эффективный 208, 322
 Ракета идеальная 30
 — многоступенчатая 30
 — составная 30
 — фотонная 48, 471
 Расход секундный массы 23
 Регрессия узла 92
 Рикошетирование от атмосферы 122, 261, 333
- Самолет космический (орбитальный) 180—185
 — марсианский 384
 Сближение конечное 133
 Сила 18, 20
 — аэродинамическая 55, 121
 — — подъемная 121, 260
 — кориолисова 178
 — тяготения 18, 54
 Система аварийного спасения 112, 283
 — двигательная см. Двигатель
 — — с ограниченной мощностью 49
 — — — скоростью истечения 49
 — — — тягой 49
 — ориентации 85 и д.
 — отсчета (система координат) 21
 — — барицентрическая 63
 — — вращающаяся с линией Земля — Луна 224
 — — гелиоцентрическая 21
 — — геоцентрическая 21
 — — селеноцентрическая 204
 — транспортная 180—186, 295
 Скорость добавочная 311, 316
 — звездолета по собственному времени 477
 — — собственная 477
 — идеальная 26
 — истечения 22, 34 и д.
 — — эффективная 23, 24
 — космическая вторая 65, 315
 — — первая 64, 315
 — — третья 313, 315
 — — четвертая 314, 315
 — круговая 63
 — окружная космодрома 78
 — освобождения (параболическая) 65
 — — от солнечного притяжения 313, 315
 — остаточная 65
 — релятивистская 470
 — характеристическая 76, 79, 477
 Соединение нижнее 319
 Спуск баллистический 121
 — планирующий (с аэродинамическим качеством) 122, 259, 263, 444
 — по методу тормозных эллипсов 258
 Спутник искусственный 18
 — — астероида 431
 — — Земли 89 и д.
- Спутник искусственный Земли астрономический 152, 157
 — — — атмосферный 152
 — — — биологический 159
 — — — геодезический 168
 — — — геофизический 152, 155
 — — — для изучения полярных сияний 156
 — — — для природных ресурсов Земли 164
 — — — для проверки общей теории относительности 158
 — — — инспектор 107, 154
 — — — исследовательский 151—159
 — — — либрационный 102—106, 156
 — — — метеороидный 158
 — — — метеорологический 159
 — — — навигационный 167
 — — — океанографический 161
 — — —, привязанный к Земле 486
 — — — прикладного назначения 151, 159—169
 — — — радиоастрономический 158
 — — — рентгеновский 157
 — — — связи 164—167
 — — — синхронный 109
 — — — солнечно-синхронный 93
 — — — солнечный 158
 — — — стационарный 109, 142, 189, 236
 — — — сумеречный (терминаторный) 93
 — — — суточный 109
 — — —, энергостанция 168
 — — кометы 439
 — — либрационный системы Солнце — планета 336, 360, 362
 — — Луны 239 и д.
 — — — либрационный 248, 294
 — — —, привязанный к Луне 297
 — — — стационарный 250
 — — планеты 329
 — — —, выведение малой тягой 343
 — — Сатурна 416
 — — Солнца см. Планета искусственная
 — — — «стационарный» 357
 Стабилизация космического аппарата 87, 146
 — спутника аэродинамическая 148
 — — гравитационная 147
 — — магнитная 148
 Станция орбитальная 170—180, 187, 189, 293
 — топливная 189
 Старт с орбиты 200, 289, 309
 Стыковка 135
 Сфера влияния 71
 — гравитационная динамическая 71
 — — статическая 71
 — действия 70
 — притяжения 71
 — Хилла 71
- Технология орбитальная 177
 Топливо ракетное 35 и д.
 Точки либрации 102, 106, 299, 336
 — — коллинеарные 104, 106, 248, 294, 336
 — — треугольные 104, 336
 Траектория 61
 — возвращения свободного 269, 284
 — выведения 113
 — — обходная 116
 — — с пассивным участком 200
 — гелиоцентрическая 69, 306
 — геоцентрическая 67, 306
 — «гибридная» 285
 — гиперболическая 65
 — — выхода к границе сферы действия 309
 — гомановская (котангенциальная) 131, 316, 318
 — межпланетная «баскетбольная» 365
 — многопланетная 325
 — оптимальная 16

Траектория параболическая 61
 — — гелиоцентрическая 313, 320
 — перехода между орбитами 131, 316
 — полета к Луне «баскетбольная» 207
 — — — — долетная 226
 — — — — — периодическая 232
 — — — — — минимальной скорости 193
 — — — — — облетная 226
 — — — — — периодическая 231
 — — — — — «обратная» 207
 — — — — — гибридная 285
 — — — — — «плоская» 192
 — — — — — пролетная 221 и д.
 — — — — — пространственная 196 и д.
 — — — — — «прямая» 207
 — — — — — разгонная 234
 — — — — — полуэллиптическая 131
 — — — — — попадания в Луну 191
 — — — — — разгона с малой тягой универсальная 137
 — — — — — с пассивным участием 200
 — — — — — сближения 191
 — — — — — селеноцентрическая 211
 — — — — — снижения 120
 — — — — — эллиптическая 61
 Трасса спутника Земли 107
 — — Луны 250
 Тяга 22
 — большая 27
 — малая 27, 52
 — — оптимальная 138
 — — радиальная 139
 — — тангенциальная 137
 — — трансверсальная 138

Тяга удельная 24
 Тяжесть искусственная 177
 Узлы орбиты 89, 368
 Ускорение возмущающее см. Возмущение
 — гравитационное 56
 — негравитационное (ощутимое, кажущееся) 81
 — реактивное (от тяги) 25, 27
 Участок активный, пассивный 49
 — выведения (начальный) 52, 72

Формула Циолковского 26
 — — вторая 47

Характеристика конструктивная 28

Число Циолковского 26—31

Экспедиция беспосадочная 269, 447
 — межпланетная 440 и д.
 — — безостановочная 441
 — — с малой тягой 460 и д.
 — — с остановкой 441, 448
 — на астероид 458
 — на Венеру 462
 — на Луну 268 и д.
 Энергия запуска 66
 — полная механическая 60, 66
 Энергостанция орбитальная 168

УКАЗАТЕЛЬ НАИМЕНОВАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ПРОЕКТОВ

«Авангард-1» (Vanguard 1) 95
 «Аджена» (Agena) 186
 «Аник» (ANIK) 166
 «Анна» (ANNA) 168
 «Анна-1В» 163
 «Аполлон» (Apollo), программа, 278—290,
 284, 290, 293
 «Аполлон», серия, 135, 170, 175, 260, 270,
 279, 281
 «Аполлон-8» 270
 «Аполлон-10» 270
 «Аполлон-11» 278, 280, 282—287, 289
 «Аполлон-12» 278, 283, 285, 286, 288
 «Аполлон-13» 278, 289
 «Аполлон-14» 278, 288
 «Аполлон-15» 247, 280, 282, 286, 289
 «Аполлон-16» 278, 286
 «Аполлон-17» 247, 278, 286, 289
 «Арабсат» (Arabsat) 166
 «Ариабата» 157
 «Ариэль-4» (Ariel 4) 154
 «Ариэль-5» (Ariel 5) 157
 «Атлас» (Atlas) 273
 «Атлас—Центавр» (Atlas—Centaur) 216, 393,
 399, 433
 «Атлас — Центавр—Бёрнер-2» (Atlas — Cen-
 taur — Burner 2) 420
 «Аура» (Aura) 157
 «Аэрос» (Aeros) 152
 «Аэросат» (Aerosat) 166

«Вела-Хоутел» (Vela Hotel) 168
 «Венера-1» 312, 389
 «Венера-2» 390
 «Венера-3» 390
 «Венера-4», 87, 390
 «Венера-5» 87, 390
 «Венера-6» 87, 390
 «Венера-7» 390
 «Венера-8» 391
 «Венера-9, -10» 391, 392
 «Венера-11, -12» 394
 «Вест Форд» (West Ford) 127
 «Викинг-1» (Viking 1) 373, 376, 377, 379—381
 «Викинг-2» (Viking 2) 373, 375—377, 379—
 381
 «Восток», ракета-носитель, 35
 «Восток», серия кораблей 111, 112, 121, 170
 «Восход» 45, 149, 170
 «Вояджер-1» (Voyager 1) 123, 426
 «Вояджер-2» (Voyager 2) 423, 426, 427

«Галилей» (Galileo) 418
 «Гелнос-1, -2» (Helios 1, 2) 361
 «Геос-1, -2» (GEOS 1, 2) 148, 156, 168
 «Горизонт» 166

«Джемини» (Gemini) 122, 170, 260
 «Дискаверер» (Discoverer) 121

«Бёрнер-2» (Burner 2) 186, 356
 «Биос-2, -3» (Bios 2,3) 159
 «Бхаскара» 164

«Зонд», серия, 361
 «Зонд-2» 45
 «Зонд-3» 247

- «Зонд-4» 270
 «Зонд-5» 236, 238, 262, 270
 «Зонд-6» 236, 238, 263, 264, 270
 «Зонд-7» 236, 238, 265, 270
 «Зонд-8» 236, 238, 270
- «Инт-20» (Int 20) 400
 «Интелсат-1, 2-, -3, -4, -4А, -5» (Intelsat 1, 2, 3, 4, 4А, 5) 46, 162, 166
 «Интеркосмос», серия, 152, 158
 «Интеркосмос-1» 153
 «Интеркосмос-Коперник 500» 158
- «Комсат» (Comsat) 166
 «Коперник» (Copernicus) 157
 «Космос», серия, 152, 155, 161, 164
 «Космос-2» 155
 «Космос-4» 160
 «Космос-26» 155
 «Космос-45» 160
 «Космос-49» 155
 «Космос-97» 160
 «Космос-110» 159
 «Космос-122» 161
 «Космос-135» 158
 «Космос-142» 155
 «Космос-144» 161
 «Космос-149» 149
 «Космос-156» 161
 «Космос-163» 158
 «Космос-166» 158
 «Космос-184» 161
 «Космос-186» 134
 «Космос-188» 134
 «Космос-200» 158
 «Космос-206» 161
 «Космос-212» 134
 «Космос-213» 134
 «Космос-215» 157
 «Космос-226» 161
 «Космос-230» 158
 «Космос-243» 161
 «Космос-259» 155
 «Космос-261» 155
 «Космос-262» 157
 «Космос-264» 157
 «Космос-320» 149
 «Космос-321» 155
 «Космос-348» 156
 «Космос-368» 159
 «Космос-378» 155
 «Космос-428» 157
 «Космос-573» 159
 «Космос-605» 159
 «Космос-690» 159
 «Космос-782» 159
 «Космос-900» 156
 «Космос-936» 159
 «Космос-1000» 167
 «Космос-1076» 161
- «Лагееос» (LAGEOS) 168
 «Луна-1» 201, 202
 «Луна-2» 201, 202, 209, 217
 «Луна-3» 102, 201, 229, 230, 247
 «Луна-4» 102
 «Луна-9» 213—216, 218
 «Луна-10» 244, 254
 «Луна-11» 254
 «Луна-12» 245, 255
 «Луна-13» 216, 218
 «Луна-14» 254
 «Луна-16» 253, 265
 «Луна-17» 218, 253
 «Луна-19» 254, 255
- «Луна-20» 253, 254, 267
 «Луна-21» 220
 «Луна-22» 254, 255
 «Луна-24» 267
 «Лунар Орбитер-1» (Lunar Orbiter 1) 245, 251, 252, 255
 «Лунар Орбитер-2» 245, 251, 252, 255
 «Лунар Орбитер-3» 245, 251, 252, 255
 «Лунар Орбитер-4» 245, 252, 255
 «Лунар Орбитер-5» 245, 248, 252, 255
 «Лунар Эксплорер-35» (Lunar Explorer 35) 245, 254
 «Луноход-1» 218, 219, 253
 «Луноход-2» 219
 «Лэндсат» (Landsat), серия, 164
 «Лэндсат-1» 162
- «Маринер-2» (Mariner 2) 87, 39
 «Маринер-4» 87, 378
 «Маринер-5» 390
 «Маринер-6» 378
 «Маринер-7» 378
 «Маринер-8» 379
 «Маринер-9» 374, 376, 383
 «Маринер-10» 391, 399
 «Марисат» (Marisat) 166
 «Маротс» (Marots) 166
 «Марс-1» 378
 «Марс-2» 375
 «Марс-3» 373, 375, 379
 «Марс-4» 379
 «Марс-5» 379
 «Марс 6» 379
 «Марс-7» 379
 «МАС» 168
 «Меркурий» (Mercury) 121, 170, 273
 «Метеор» 46, 142, 160, 161
 «Метеор-2» 161
 «Метеосат» (Meteosat) 161, 162
 «Мидас-6» (Midas 6) 106
 «Молния» 109, 160
 «Молния-2» 164
 «Молния-3» 164, 166
- «Навстар» (Navstar) 167
 «Нерва» (Nerva) 39
 «Нерва-2» (Nerva 2) 447, 456
 «Нимбус» (Nimbus), серия, 161
 «Нимбус-6» 162
 «Нимбус-7» 164
 «Нова» (Nova) 274, 292
- «Ореол» 156
 «Орион» (Orion) 40
 «Осуми» 161
- «Пегеос-1» (PAGEOS 1) 107, 168
 «Палапа-1, -2» (Palapa 1, 2) 166
 «Пегас-1, -2, -3» (Pegasus 1, 2, 3) 158
 «Пионер-1, -2» (Pioneer 1, 2) 201
 «Пионер-5, -9» 381
 «Пионер-10» 420, 424
 «Пионер-11» 422, 424, 427
 «Пионер-Венера-1, -2» (Pioneer Venus 1, 2) 373
 «Прогноз», серия, 156
 «Прогноз-3» 220
 «Прогресс», серия, 171, 173
 «Прогресс-1—4» 173
 «Прогресс-5, -6» 174
 «Прогресс-7» 158, 174
 «Просперо» (Prospero) 158
 «Протон», серия, 156

«Протон-1» 153
«Протон-4» 157

«Радкэт» 168
«Радуга» 165, 166
«Рейнджер» (Ranger), программа, 212
«Рейнджер-7» 217
«Рейнджер-8» 218, 255
«Рейнджер-9» 218

«Салют», серия, 135, 170, 172
«Салют-3» 172
«Салют-4» 172
«Салют-5» 171, 172
«Салют-6» 164, 172 и д.
«Сан-Марко» (San Marco) 152, 154
«Сатком» (Satcom) 166
«Сатурн-1В» (Saturn 1B) 175, 176
«Сатурн-1В — Центавр» (Saturn 1B — Centaur) 397
«Сатурн-1В — Центавр — Першинг» (Saturn 1B — Centaur — Phershing) 389
«Сатурн-5» (Saturn 5) 29, 37, 40, 174, 276, 292, 433, 451
«Сатурн-5 — Аполлон» (Saturn 5 — Apollo) 279, 283
«Секор» (Secor) 168
«Сервейер» (Surveyor), серия, 216, 218
«Сервейер-1» 218, 255
«Сервейер-3» 218, 286
«Сервейер-5» 218
«Сервейер-6» 218
«Сервейер-7» 218
«Серкал» (Surcal) 168
«Серт-2» (SERT 2) 46, 93, 111
«Симфония» (Symphonie) 163, 167
«Синком» (Syncom) 166
«Сирио» (SIRIO) 167
«Сисат» (Seasat) серия, 161
«Сисат-1» 162
«Скайлэб» (Skylab) 170, 171, 174—176
«Скайнет-1, -2» (Skynet) 1, 2) 166
«Снег-3» 157
«Снэп-10А» (SNAP 10A) 45
«Союз», серия, 112, 135, 170, 171
«Союз-5» 171
«Союз-6» 171
«Союз-13» 158
«Союз-25—31» 173
«Союз-32» 172, 173
«Союз-33, -34» 174
«Союз» — «Аполлон» (Sofuz — Apollo) 135, 170
«Старлетт» (Starlette) 168
«Стратс» (Strats) 158

«Телесат» (Telesat) 166
«Тельстар» (Telestар) 151
«Тетр» (Tetr) 168
«Тирос» (Tiros) 161
«Тирос-N» (Tiros N) 161
«Титан-3С» (Titan 3C) 356
«Титан-3D — Центавр» (Titan 3D — Centaur) 356, 361, 400, 435
«Титан-3D — Центавр — Бёрнер-2» (Titan 3D — Centaur — Burner 2) 356, 423, 435
«Титан-3X — Центавр» (Titan 3X — Centaur) 433
«Торад — Дельта» (Thorad -- Delta) 255
«Траак» (TRAAK) 148
«Транзит» (Transit) 167
«Транстейдж» (Transtage) 186
«Триад-1» (TRIAD 1) 143

«Ухуру» (Uhuru) см. «Эксплорер-42»
«Уэстар» (Westar) 166

«Центавр» (Centaur) 186

«Шатл» (Shuttle) 175, 176, 181—189, 262

«Эксплорер» (Explorer), серия, 152, 157
«Эксплорер-9» 98
«Эксплорер-13» 98, 158
«Эксплорер-16» 158
«Эксплорер-17» 98
«Эксплорер-19» 98
«Эксплорер-22» 168
«Эксплорер-23» 158
«Эксплорер-28» 154
«Эксплорер-34» 156
«Эксплорер-38» 148, 158, 254
«Эксплорер-42» 154, 157
«Эксплорер-46» 158
«Эксплорер-47» 115, 156
«Эксплорер-49» 254
«Эксплорер-50» 115, 156
«Эксплорер-52» 156
«Эксплорер-55» 152
«Электрон-1, -2» 113, 153, 156
«Эол» (Eole) 148, 161
«Эрли Бёрд» (Early Bird) 166
«Эхо-1, -2» (Echo 1, 2) 107, 165

«Янтарь» 45

ANS — 154, 157
ATS — 45, 148, 166
ATS 6 — 163, 167
BS — 167
COS-B — 157
CS — 167
DSCS — 166
ESSA — 161
ELTSATCOM — 166
GEOS 1, 2 — 148, 156, 168
GMS-1 — 161
GOES — 161
HEAO — 157
HEOS 1, 2 — 156
IMP-H — 155, 156
IMP-J — 115, 156
ISEE 1 — 154
ISEE 2 — 154, 156
ISEE 3 — 156, 362
ITOS — 161
ITOS 1 — 162
IUE — 157
LASS — 291
LES — 46, 166, 167
LES 8, 9 — 167
LPO — 255
NOAA — 161
OAO — 157
OAO 1 — 154
OFO 1 — 159
OGO — 152
OGO 1 — 154
OSO — 158
OSO 1 — 154
OTS — 163, 167
SAS — 157
SAS 1 — 157
SMS 1, 2 — 161
TD-1A — 93, 158

Владимир Исаакович Левантовский

**МЕХАНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА
В ЭЛЕМЕНТАРНОМ ИЗЛОЖЕНИИ**

М., 1980 г., 512 стр. с илл.

Редактор *Л. А. Чульский*

Технический редактор *В. Н. Кондакова*

Корректоры *С. Макарова, А. Л. Ипатова*

ИБ № 11519

Сдано в набор 10.12.79. Подписано к печати 01.08.80. Т-14646.
Бумага 60×90^{1/16}, тип. № 1. Литературная гарнитура. Высокая печать.
Условн. печ. л. 32. Уч.-изд. л. 35,52. Тираж 18 000 экз. Заказ № 1131.
Цена книги 1 р. 40 к.

Издательство «Наука»

Главная редакция физико-математической литературы
117071, Москва, В-71, Ленинский проспект, 15

Ордена Октябрьской Революции и ордена Трудового Красного Знамени
Первая Образцовая типография имени А. А. Жданова Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли. Москва, М-54, Валовая, 28

Отпечатано в тип. № 2 изд-ва «Наука». Москва, Шубинский, 10. Зак 3381